

AVIATION *Magazine*

SPÉCIAL SALON

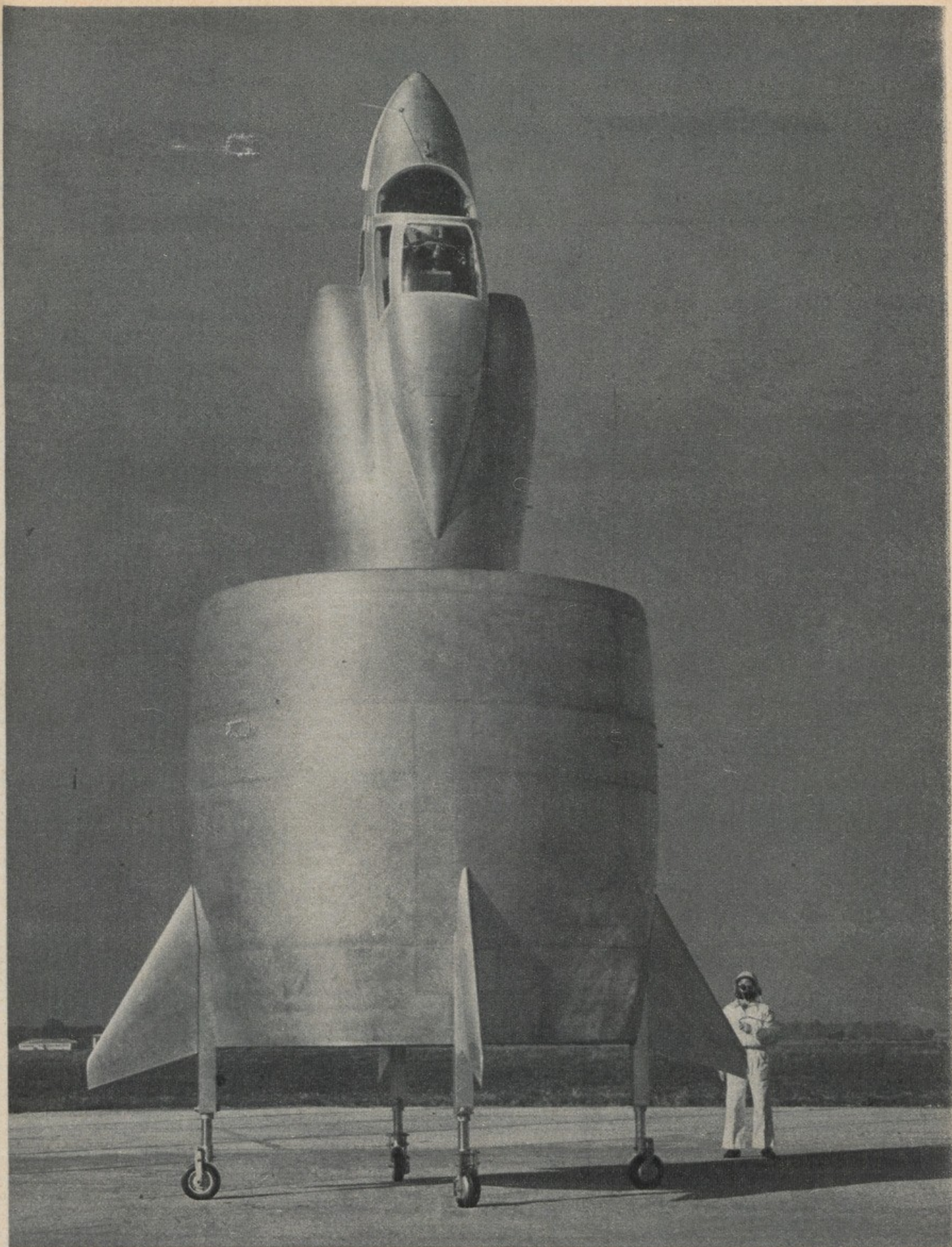
**ЛУЧШИЕ
СТАТЬИ
ЖУРНАЛА
ПО АВИАЦИИ
ИЗ ФРАНЦИИ
1950-1960х**



BELGIQUE : 35 Francs
SUISSE : 3.60 Fr

250 FR

NUMÉRO 276
1^{er} JUIN 1959



...qui, depuis, a vu pousser une aile annulaire autour de son réacteur. Piloté par Auguste Morel, il doit, à l'occasion du présent Salon, donner une confirmation de ce que peut réaliser la technique française dans le domaine du décollage vertical. Nos lecteurs trouveront dans les pages suivantes tous les détails sur le « Coléoptère ».

LE SNECMA C - 450

“ COLÉOPTÈRE ”

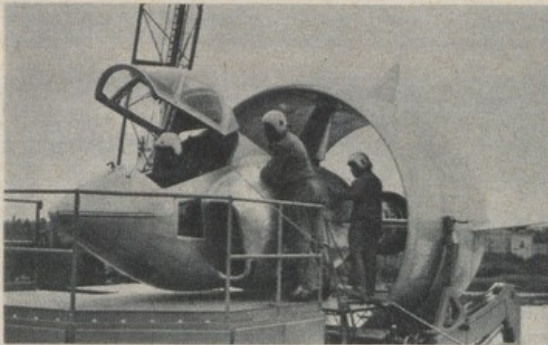
DANS notre numéro 241 de 1957 (spécial Noël), nous avons entretenu nos lecteurs des remarquables résultats obtenus par le département d'études spéciales de la SNECMA dans le domaine du vol vertical. Depuis cette époque, les travaux ont été poursuivis et ont connu d'autres manifestations qui ont fait passer le développement du stade propulseur volant au stade avion complet expérimental. En d'autres termes, on est passé de l'« Atar volant » au « Coléoptère ».

A ce sujet, précisons tout de suite que, dans cette affaire, l'apport du bureau technique de M. von Zborowski s'est borné au principe de l'aile annulaire ayant son système propulseur placé dans son axe. La SNECMA a acquis les droits de réalisation sur ce type de voilure en 1952 — droits qu'elle a ensuite étendus sur toute l'Europe en 1956 — mais c'est elle qui a étudié le « Coléoptère » aussi bien dans le domaine aérodynamique que structural.

Précisons encore que le développement actuel du « Coléoptère » se poursuit depuis une bonne année grâce à une collaboration franco-allemande

par Jacques GAMBU et Jean PERARD

établie à l'échelon gouvernemental. Un contrat a été, en effet, conclu entre le ministère de la Défense de la République fédérale allemande et la SNECMA avec l'accord du ministère de la Défense nationale français. Se fondant sur l'expérience acquise précédemment par la SNECMA dans le domaine du vol vertical avec ses différents modèles « Atar volant », cet accord prévoyait des apports financiers des deux parties et visait l'étude, la construction et la mise au point en vol du C-450 « Coléoptère ». Enfin, l'accord prévoit, dans la mesure où les résultats seront satisfaisants ou encourageants, des possibilités de développements futurs devant conduire



Préfiguration d'un système d'armes de l'avenir, l'actuel « Coléoptère » démarre son réacteur alors qu'il est encore arrimé sur sa remorque...

à des machines opérationnelles incluant la propulsion par statoréacteur intégré et capables de très hautes vitesses, pilotées ou non.

Contractuellement, l'actuel « Coléoptère » est un appareil expérimental dont le but est d'explorer et de vérifier les possibilités de la formule, en cours de vols devant comporter décollage et atterrissage verticaux avec, entre ces deux phases, les basculements permettant de passer au vol en palier et d'en sortir.

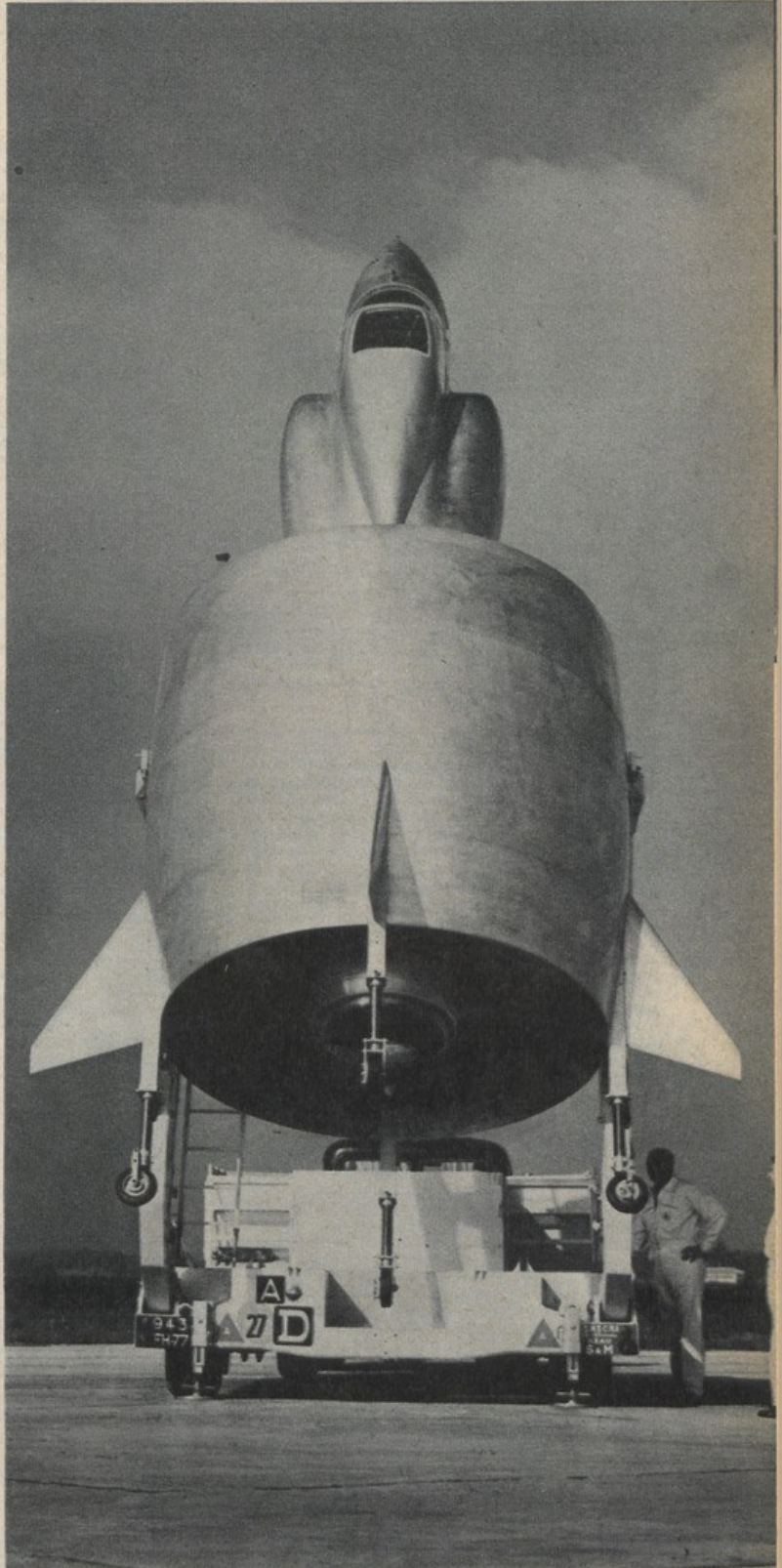
Ce basculement n'était pas possible avec les « Atar volant » précédents qui ne possédaient pas de voilure. L'aile annulaire est donc l'élément de portance du nouvel appareil.

Du moins dans la phase expérimentale du développement, on se tiendra toujours à l'avion piloté. Dans les études opérationnelles d'ores et déjà entreprises par la SNECMA, on pense que l'homme verra son rôle ramené, progressivement et à mesure que les performances augmenteront, à une simple fonction de surveillance et, aussi, de sauvetage de la machine, ceci jusqu'à des nombres de Mach pouvant aller jusqu'à 3 ou 4. Mais on pense aussi que la présence d'un homme coûte cher en raison des sujétions qu'elle impose : cabine, instruments de pilotage et de contrôle, installations de sécurité, équipements, etc., toutes choses qui augmentent le tonnage de l'appareil.

Par contre, au stade expérimental, le pilote est indispensable par sa possibilité d'estimer le comportement de la machine et de proposer directement les améliorations souhaitables. C'est ainsi que si le tout premier « Atar volant », le C-400 P-1, fut téléguidé, le suivant, le C-400 P-2 fut piloté et apporta une somme énorme d'enseignements aux techniciens, précisément en raison de la présence de l'élément humain à bord...

La SNECMA ne possédant pas, et pour cause, d'ateliers importants de construction de cellules, elle confia la fabrication du C-450 à Nord-avia-

En cours de dépose par les vérins de sa remorque, le « Coléoptère » pointe déjà son nez vers le ciel qu'il attaquera de front, directement dressé vers lui..



tion qui participa, d'ailleurs, aux études structurales et réalisa le prototype dans son usine de Châtillon-sous-Bagneux. L'appareil fut livré à Melun-Villaroche en fin avril 1958 et aussitôt soumis aux tests habituels. Ces tests furent suivis de bien d'autres, nécessités par la formule de l'avion. Dans ce domaine, les divers bancs et simulateurs furent d'un grand secours, ainsi que le portique d'évolutions en liberté surveillée. Cette mise au point revêtait un caractère spécial, car tout, absolument tout, devait fonctionner parfaitement avant de songer à faire voler l'appareil. Sur un avion classique, certains équipements peuvent être mis au point en vol sans qu'une défaillance ne prenne obligatoirement un aspect catastrophique. Avec le « Coléoptère », la mise au point en vol a dû être, en grande partie, conduite en laboratoire ou au sol ! Cette procédure engloba même les essais d'endurance...

Tout ceci, et ce qui va suivre, nous fut développé par les techniciens qui ont étudié et réalisé le « Coléoptère », à Melun-Villaroche, au cours d'une visite extrêmement instructive. Fort aimablement conduits par M. Boucher-Beaurain, chef des relations extérieures de la SNECMA, et

M. Heicholtz, chargé du service documentation et informations du département « vol vertical », nous eûmes le rare privilège de nous entretenir avec des hommes tels que M. G. Eggers, ingénieur en chef du département, G. Richter chargé de l'aérodynamique, M. Deschamps qui s'occupe de l'électronique et donc travaille déjà sur les problèmes de guidage et de lancement d'engins, M. Feroud qui pense au système de propulsion par statoréacteur intégré à l'aile annulaire, et G. Ernst qui travaille depuis 1952 à l'adaptation des réacteurs en position verticale, à la déviation de jet, aux asservissements et à la stabilisation artificielle.

Que tous soient remerciés de l'accueil qu'ils ont bien voulu nous réserver et de la possibilité qu'ils nous ont offerte d'apprécier l'énorme travail qu'ils poursuivent depuis près de huit ans avec une équipe relativement réduite.

En effet, sur les deux mille personnes travaillant au centre de la SNECMA de Melun-Villaroche, une centaine seulement est spécialement affectée au développement du « Coléoptère »...

LES GRANDES ÉTAPES D'UN DÉVELOPPEMENT

POUR parvenir aujourd'hui à la réalisation du C-450 « Coléoptère » la SNECMA s'est livrée à un développement technique très important comportant de multiples aspects et faisant appel à une grande variété de procédés.

Dans tous les pays du monde, on assiste à de nombreuses recherches tendant à accorder à un véhicule aérien les qualités propres à l'avion et à l'hélicoptère, tout à la fois. L'avion va vite, emporte beaucoup de charge utile et l'hélicoptère se pose quasi verticalement et n'a pas besoin d'infrastructure spéciale coûteuse. Une foule de solutions sont présentées, plus ou moins radicales, plus ou moins rationnelles. L'hélicoptère devient convertible, on lui apporte des éléments d'aile fixe, des hélices tractives, etc... cependant qu'on donne à l'avion des hélices énormes les rapprochant des rotors d'hélicoptères, qu'on les fait pivoter soit en bouts d'aile, soit avec l'aile elle-même. D'autres solutions consistent à faire partir les avions de rampes avec le secours de fusées accélératrices et de les freiner au sol, à l'atterrissage, par des brins comparables à ceux des porte-avions. En bref, en dehors de solutions neuves, on voit l'avion tendre vers l'hélicoptère et l'hélicoptère tendre vers l'avion, chacun perdant de ses qualités propres pour ne récolter, le plus souvent, que les défauts de l'autre...

En fait, il semble que les progrès de la propulsion à réaction soient seuls capables de fournir des possibilités intéressantes. Pour obtenir d'un même aérodyne un vol stationnaire et une grande vitesse de translation, il faut uniquement travailler sur son élément propulseur, à condition de rendre celui-ci capable d'assurer pratiquement tout, depuis les fonctions de portance jusqu'à celles de translation, en passant par les exigences de pilotage et de stabilisation.

A ce moment, l'appareil pourra se résumer à son seul propulseur. Dans le domaine des propulseurs à hélices ou turbines carénées, on est arrivé à quelques résultats avec la plate-forme volante Hiller ou l'avion à « ducted fan » pivotants Doak 16, par exemple. Dans le domaine des turboréacteurs, certaines réalisations — Ryan « Vertijet », Short SC-1 — sont parvenues à proximité de la solution. A proximité seulement, car ces réalisations restent des avions que l'on a rendu, à quel prix, capables de décoller et d'atterrir verticalement.

Le « Coléoptère » de la SNECMA présente, lui, les caractéristiques les plus proches de la solution idéale, parce qu'il se résume en un propulseur volant. La meilleure preuve est qu'à l'encontre des autres chercheurs, les techniciens de Melun ont travaillé, d'abord sur le propulseur et que la présence de l'aile annulaire du « Coléoptère » ne fait que préparer l'étape suivante dans laquelle cette aile constituera l'enveloppe extérieure d'un statoréacteur de grand diamètre, soit toujours un propulseur... L'astuce a été de faire jouer à cette enveloppe un rôle supplémentaire de portance dont l'utilité éclatera sur-tout lors des basculements de l'appareil.

En réalisant le « Coléoptère », la SNECMA a donc supprimé tous les éléments de l'avion qui ne sont pas nécessaires tant pour le vol stationnaire que pour le vol rapide en palier. Pas d'aile ni d'empennage classiques portés par le fuselage, puisqu'ils sont inopérants en vol stationnaire; pas d'hélice qui rend le vol transsonique et supersonique impossible et, bien entendu, pas de solutions convertibles lourdes et compliquées et dont on a vu plus haut l'aspect de compromis au rendement discutable.

Reste le propulseur qu'il faudra alors munir

des éléments qui étaient montés jusqu'ici sur les parties supprimées : gouvernes, réservoirs, atterrisseur, etc.

Voyons donc comment la SNECMA a franchi les différentes étapes de ce développement unique au monde.

Réacteur vertical et influence du sol

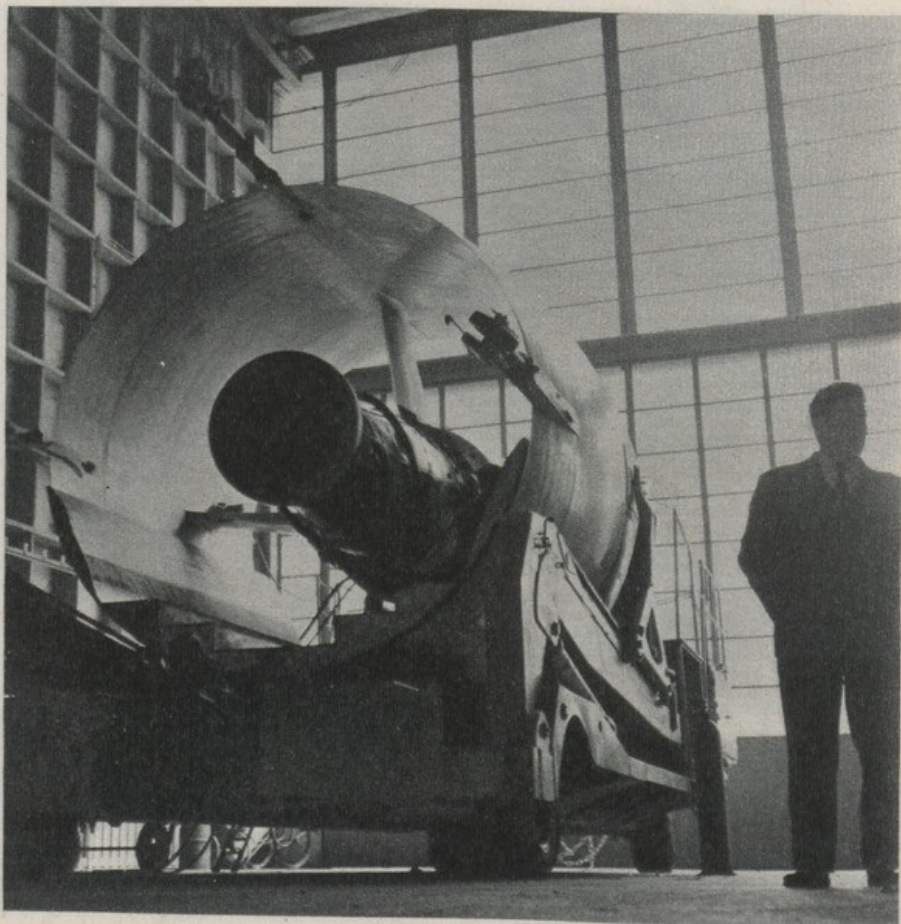
Tout d'abord, il fallait s'assurer des possibilités de fonctionnement d'un réacteur en toute sécurité quels que soient sa position dans l'espace et les facteurs de charge introduits. Cette partie de l'étude ne fut, d'ailleurs, pas la première chronologiquement, mais nous l'avons ainsi placée pour la clarté de l'exposé.

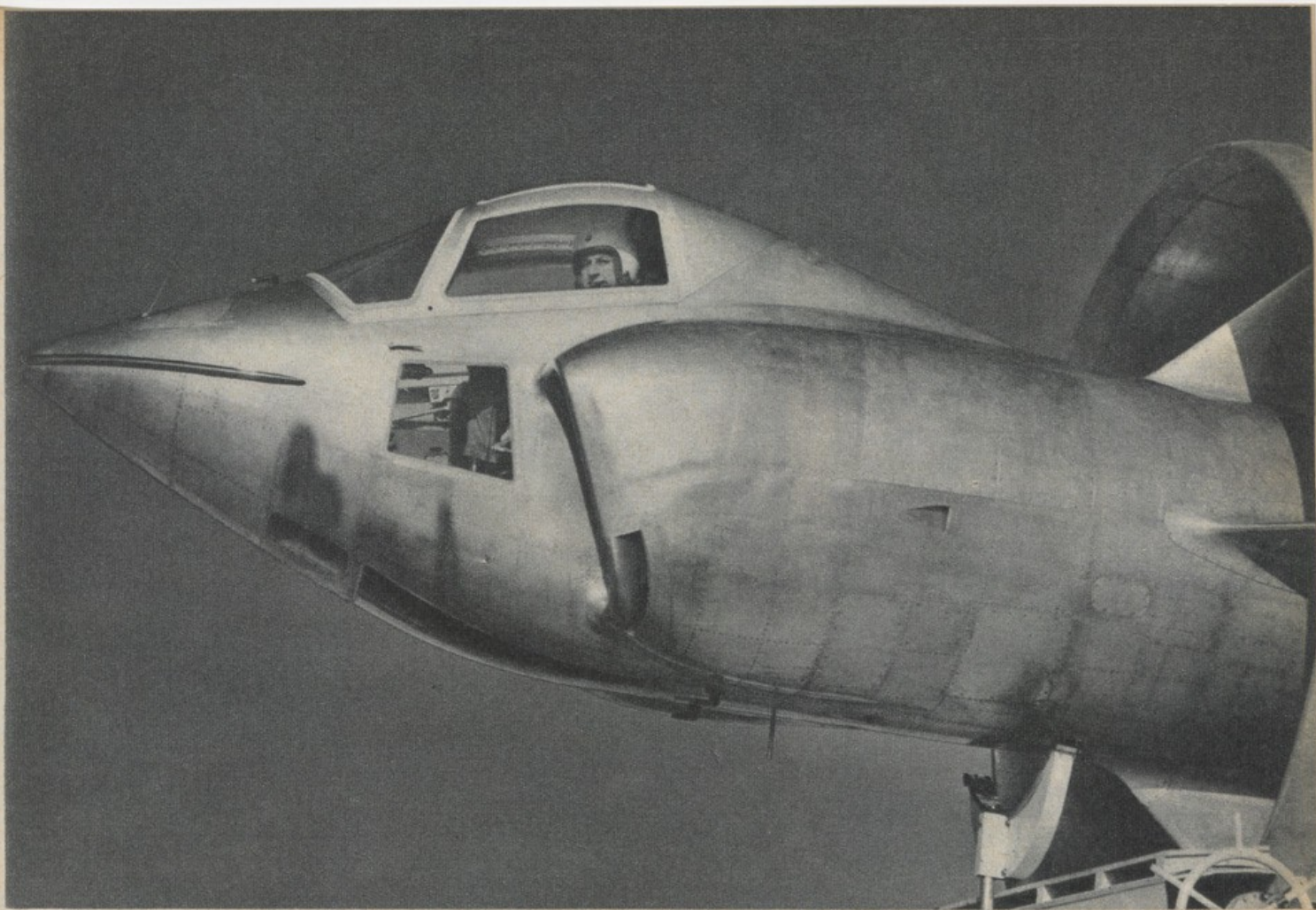
Un banc vertical fut réalisé et reçut un « Atar » DV (V pour vertical) spécialement modifié, notamment en ce qui concerne les circuits de

graissage, et qui avait auparavant été essayé en position normale. Ce réacteur ne jouissait encore d'aucun degré de liberté et les essais concernaient uniquement son bon fonctionnement. Le banc vertical était équipé d'appareils classiques de mesure de poussée, température, pressions, etc.

Ceci fait, on se préoccupa de l'influence du sol sur le comportement du réacteur. Pour cela, on monta celui-ci horizontalement sur un chariot qui permettait d'approcher ou d'éloigner la tuyère d'une plaque métallique verticale fixe, représentant le sol. En raison de la température, les classiques fils de laine de visualisation furent remplacés par des fils d'amiante qui furent disposés sur la plaque elle-même et autour du jet, entre la tuyère et la plaque. De plus des thermocouples étaient également placés parallèlement à l'axe du jet. Les essais montrèrent un étalement du jet le long de la plaque et permirent de conclure que l'influence du sol était négligeable tant que la distance entre plaque et tuyère res-

Dans le hangar qui lui est réservé à Melun-Villaroche, le « Coléoptère » est prêt pour un vol d'essai sous portique. Le réacteur et sa tuyère directionnelle ne sont pas encore recouverts de leur carénage léger d'habillage non travaillant. On remarque les planchers de travail s'appuyant à l'intérieur et en bas de l'aile.





Le pilote Morel, à bord et en position correspondant au vol en palier, dispose, pour la visibilité, de panneaux vitrés latéraux et de plancher en plus de la verrière...

tait supérieure au diamètre de sortie de cette dernière. De ce côté, on était donc parfaitement tranquilles...

Les gouvernes par jet

Le fonctionnement du réacteur en position verticale étant assuré, il convenait de le munir des organes lui permettant d'évoluer autour de ses trois axes et de se mouvoir en tous sens.

Si la montée et la descente sont commandées par le réglage de la poussée du réacteur — un excédent de poussée de 10 % suffit à imprimer une accélération de 0,1 G, soit 1 m/sec² — les déplacements latéraux en vol stationnaire sont obtenus, un peu à la manière des hélicoptères, par inclinaison de l'appareil. L'inclinaison correspondante de la poussée donne naissance à une composante horizontale de translation. Notons qu'une inclinaison de 6° suffit à produire une accélération latérale de 0,1 G. La composante verticale reste très importante et une augmentation de poussée de 1 % seulement est nécessaire pour pouvoir évoluer latéralement sans perte d'altitude.

Tout ceci est supposé se passer sans perturbation. Il n'en est pratiquement jamais ainsi et il faut compter sur les causes extérieures perturbatrices — sans compter les couples gyroscopiques dus au réacteur et à ses masses tournantes et sur lesquels nous reviendrons plus loin. Ces causes peuvent aussi bien provenir des rafales de vent que des réactions aérodynamiques naissant du mouvement lui-même. Ce dernier cas est surtout sensible pour le « Coléoptère » qui offre une plus grande surface extérieure que les « Atar volant ».

Il convient donc, en plus du pilotage, de compenser toutes ces causes d'inclinaison et de prise de mouvement non intentionnelles de l'appareil. Toutes ces fonctions sont confiées aux gouvernes par jet dont les deux principales agissent sur le flux gazeux du réacteur.

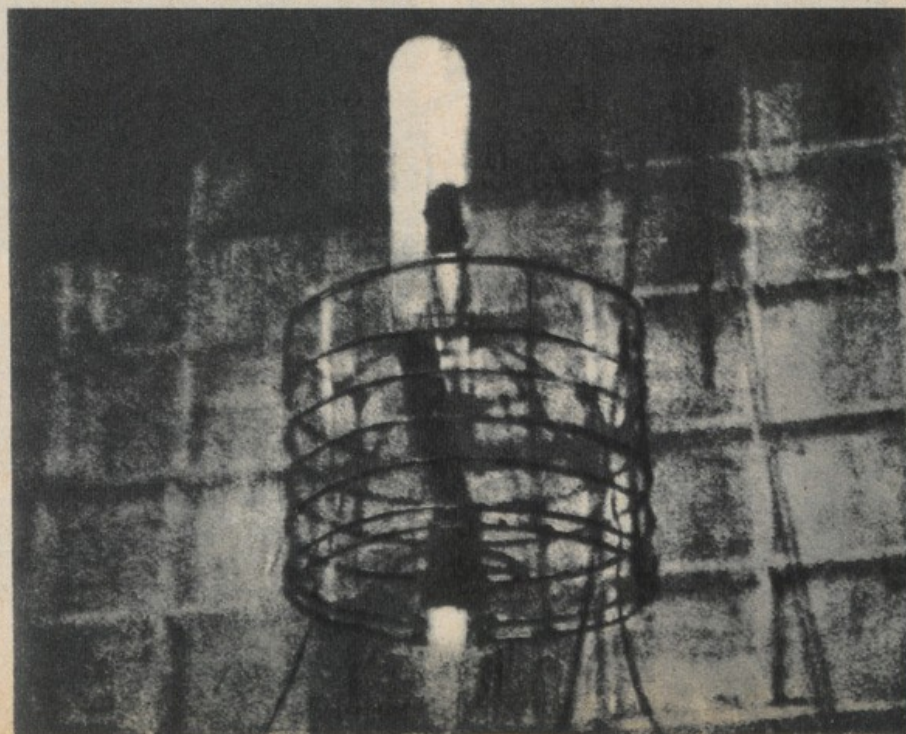
Poursuivant les travaux de M. J. Bertin sur la déviation de jet, ayant abouti, notamment,

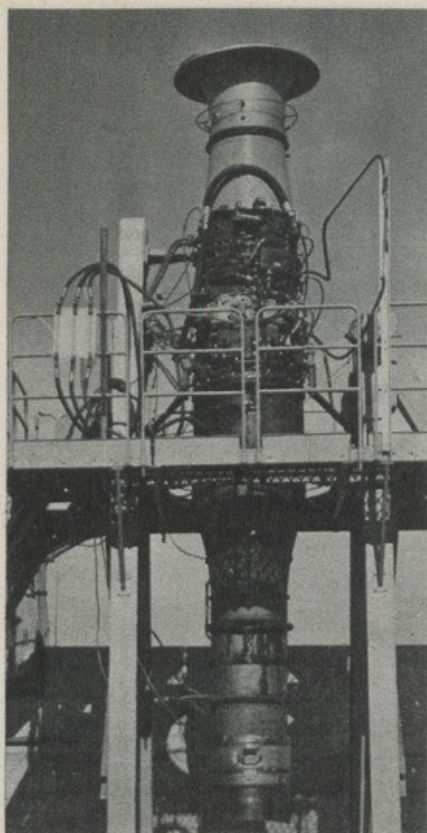
à l'inverse de poussée essayé sur un « Vampire » V (Cf n° 96), l'équipe de M. G. Ernst adapta ces propriétés aux exigences de pilotage des « Atar volant ». En déviant le jet d'un réacteur, non plus symétriquement, pour obtenir une striction ou une inversion, mais dissymétriquement, on provoque alors un couple capable d'incliner l'appareil autour de son centre de gravité. Sur le tout premier prototype de vol vertical de la SNECMA à pulsoréacteur « Ecrevisse » le flux gazeux était dévié par des spoilers — quatre disposés en croix — genre d'inter-

cepteurs placés à la sortie de la tuyère et qui pouvaient déboucher le long de celle-ci, forçant alors le jet à dévier en sens opposé. Cette déviation était obtenue par la présence d'une surpression en amont du spoiler, due au ralentissement de l'écoulement, et par la dépression causée en face du spoiler, sur la paroi opposée de la tuyère où l'écoulement était accéléré pour conserver la constance du débit. La somme de ces deux pressions agissant dans le même sens provoquait la déviation.

Mais on peut obtenir un même effet, en substi-

Le 31 mars 1954, le premier appareil réalisé par la SNECMA dans ce but décollait verticalement, propulsé par un pulsoréacteur « Ecrevisse » et gouverné par des spoilers mécaniques de déviation de jet.





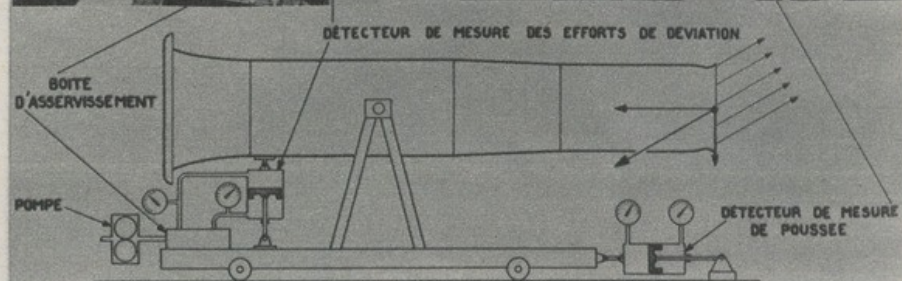
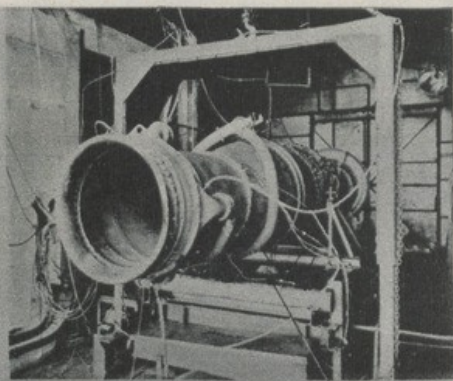
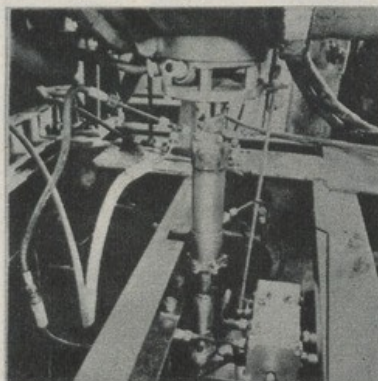
Un réacteur « Atar » fut d'abord testé verticalement...

tuant aux spoilers des jets d'air soufflant perpendiculairement à l'écoulement et au mêmes endroits. C'est le principe de la déviation — donc de la gouverne — par jet qui a l'avantage de présenter un temps de réponse beaucoup plus rapide que le système mécanique précédent.

Cette déviation par jet produit une composante latérale, donc un moment de gouverne, dix fois plus importante en agissant sur le flux du réac-

teur que si le jet d'air comprimé était utilisé seul directement. De plus, ce jet étant réinjecté dans le flux, on récupère la moitié environ de la perte de poussée qui résulterait de l'emploi direct. En conclusion, la méthode indirecte est donc vingt fois supérieure à la méthode directe.

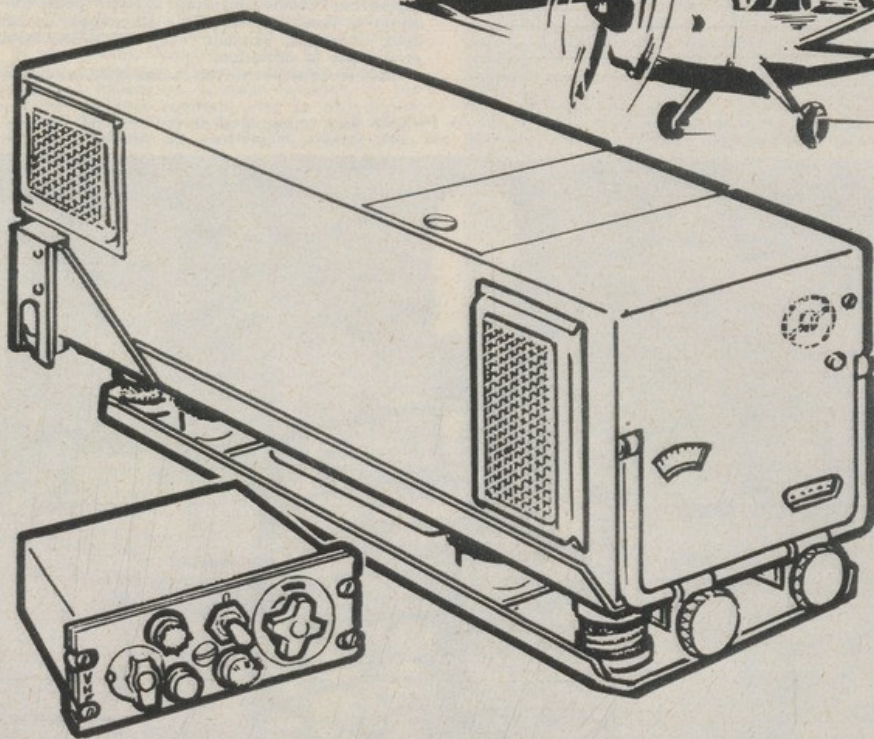
Cette dernière est cependant utilisée pour assurer la commande de roulis qui est obtenue par jet d'air débouchant de petites tuyères pla-



...puis on l'équipa d'une tuyère directionnelle dont on vérifia l'efficacité et son influence sur la poussée.

Un équipement VHF léger

AGRÉÉ PAR LES SERVICES TECHNIQUES
DES TÉLÉCOMMUNICATIONS DE L'AIR
ET DE L'AÉRONAUTIQUE NAVALE



N° INTERARMES: **TR-AP-8**
20 CANAUX
100 à 156 Mcs
AUTOMATIQUE

SOCRAT

2 et 4, Rue Küss, PARIS
Tel. GOB 63-58

cées en bout de bras-support sur les « Atar volant », le long du revêtement intérieur de l'aile annulaire sur le « Coléoptère ».

Bien entendu, l'air comprimé nécessaire est prélevé en aval du compresseur du réacteur dont il ne grève le rendement que de 4 %.

L'efficacité de ces gouvernes a été éprouvée sur deux bancs spéciaux. Pour la mesure des efforts de déviation du jet du réacteur correspondant aux gouvernes de lacet et de tangage, on a placé le réacteur équipé de sa tuyère directionnelle sur un chariot auquel il était fixé par une articulation ne lui accordant qu'une liberté de tangage. Cette liberté était d'ailleurs entravée par un vérin hydraulique fixé au chariot d'une part et à l'avant du réacteur d'autre part. Ce vérin mesurait donc l'effort de déviation cependant qu'une soupape associée à un asservissement maintenait le réacteur dans sa position horizontale. Un second vérin parallèle à l'axe du réacteur et solidarissant le chariot à un point fixe du sol permettait de connaître la poussée du réacteur. Avec cet ensemble, on a pu mesurer les efforts de déviation en tangage. De plus, en utilisant les deux jets provoquant la déviation en lacet, on a constaté que celle-ci n'avait pratiquement pas d'influence sur la première. Enfin, on a appris que la déviation n'avait modifié en rien la poussée du réacteur. Tout cela était donc très encourageant.

Quant aux gouvernes de roulis, qui sont de simples tourniquets de jardin, du moins dans leur principe, elles furent testées sur un banc tournant sur lequel le réacteur pouvait pivoter autour de son axe longitudinal. Ce banc permit, outre la mesure des couples de roulis, de mesurer, puis de compenser un couple permanent provenant de l'écoulement non axial à la sortie du réacteur.

Stabilisation artificielle

Si le pilote devait, avec ses seules commandes, assurer la conduite de son appareil — « Atar volant », puis « Coléoptère » — il serait contraint

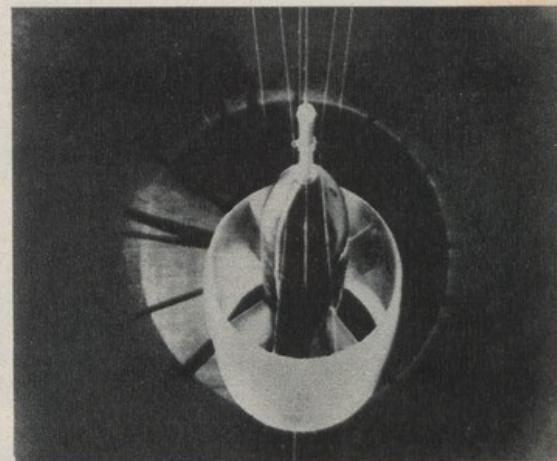
En vol vertical stationnaire ou à faible vitesse, le C-450 voit son poids annulé par la poussée de son réacteur; ces deux forces passant par le centre de gravité, l'appareil se trouve en équilibre indifférent et si une perturbation l'écarte de sa position initiale, aucun couple stabilisateur ne viendra l'y ramener.

De plus, les masses tournantes du réacteur agissent à la manière de la toupie d'un gyroscope. Si une perturbation ou une action du pilote provoque le pivotement de l'avion autour de son axe de tangage ou de lacet, l'effet gyroscopique du réacteur aura pour conséquence — tout comme la toupie — de tendre à entraîner l'appareil dans une direction perpendiculaire à celle provoquée déjà par la perturbation ou désirée par le pilote. On voit donc qu'une action en tangage, voulue ou non, provoque une réaction en lacet et inversement.

Soulignons que ce couple gyroscopique n'est important qu'à vitesse réduite ou nulle — ce qui le rend prépondérant pendant les phases délicates du décollage, des basculements et de l'atterrissage — mais que son importance diminue jusqu'à devenir négligeable aux vitesses de vol en palier auxquelles la stabilité aérodynamique assure la compensation, ceci d'autant plus facilement que le réacteur tourne alors à faible régime. Les coefficients de stabilité varient donc avec la vitesse et on ne peut utiliser la stabilité gyroscopique pour assurer la maniabilité de l'appareil. Comme, d'autre part, il paraît difficile de contrôler cette maniabilité pendant le décollage et surtout l'atterrissage — au cours duquel les choses se compliquent du fait que l'aile est attaquée par son bord de fuite puisque l'avion « recule » — une stabilisation artificielle était indispensable aux faibles vitesses, en raison de la multiplicité des perturbations à compenser.

Tout ceci n'est relatif qu'aux axes de lacet et de tangage, mais il reste celui de roulis, pour des raisons différentes puisque le couple gyroscopique n'a aucune influence sur cet axe. Par contre, les changements de régime du réacteur introduisent des couples très importants

Dès 1952, on pensa au « Coléoptère » et à ses problèmes de stabilisation étudiés sur la maquette M-2 tout d'abord en laboratoire pour examen statique...



...puis en soufflerie, à Cannes, où la même maquette était alors équipée d'une aile annulaire et servait à étudier les cas de décollage et d'atterrissage.

la cardan. Le corps de la maquette recelait un volant entraîné par un moteur électrique, tout cet ensemble mobile étant chargé de fournir l'effet gyroscopique recherché. Des vérins électriques commandant les mouvements de la maquette autour de ses deux axes étaient excités soit par des organes détecteurs contenus dans le corps, soit par un petit manche à balai de commande extérieure. Ainsi conçue, cette maquette permit d'explorer les effets gyroscopiques dans les conditions de vol vertical à vitesse faible ou nulle.

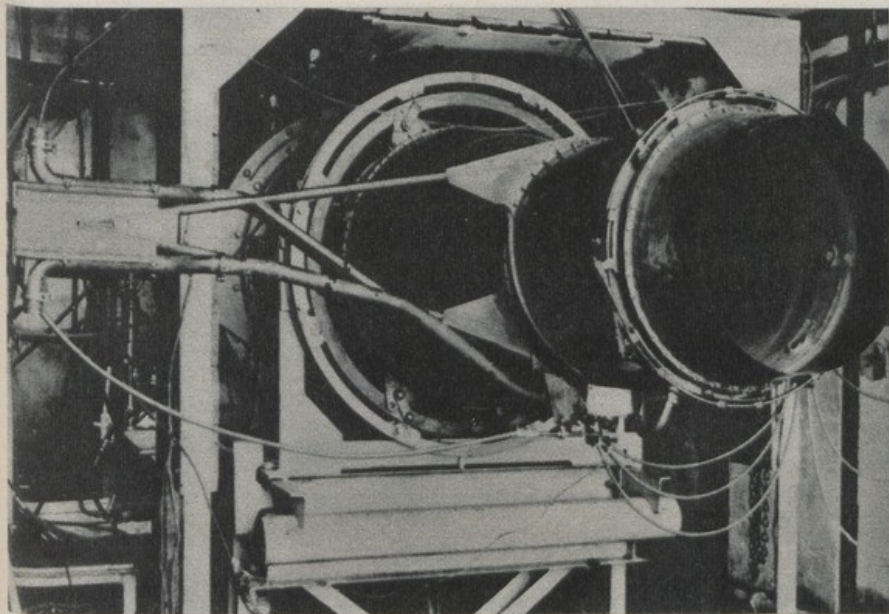
Il restait à étudier ces mêmes effets dans les autres cas de vol à vitesse de plus en plus grande, auxquels la stabilité aérodynamique se manifeste et vient donc s'ajouter à la stabilisation artificielle réalisée précédemment. Pour ce faire, le corps fuselé fut entouré de son aile annulaire, l'ensemble étant suspendu par des cordes à piano à un cadre différent permettant cependant les mêmes libertés. La maquette fut alors essayée dans la soufflerie de Cannes.

Bancs oscillant et gyroscopique

Dans la phase suivante des essais, on passa du domaine de la maquette à celui du réacteur final équipé de sa tuyère directionnelle et du système d'asservissement de ses gouvernes par jet.

Ce réacteur fut d'abord monté sur un banc oscillant comportant deux axes de liberté perpendiculaires permettant au moteur de prendre toutes les positions inscrites dans un cône de 30° axé sur la verticale. Ce système permit de vérifier la maniabilité de l'ensemble dans cette plage d'inclinaisons. Le réacteur était commandé à distance et l'on put ainsi évaluer la bonne tenue des gouvernes par jet en lacet et en tangage et de leur système d'asservissement (ordres de stabilisation artificielle et ordre de pilotage).

La phase suivante intéressa non plus le réacteur seul, mais l'« Atar volant » complet qui fut d'abord placé sur le banc gyroscopique, qui, lui, permettait les évolutions autour des trois axes. Somme toute, il s'agissait de vérifier, avant les vols proprement dits le comportement général de la machine, comment elle se comportait déjà

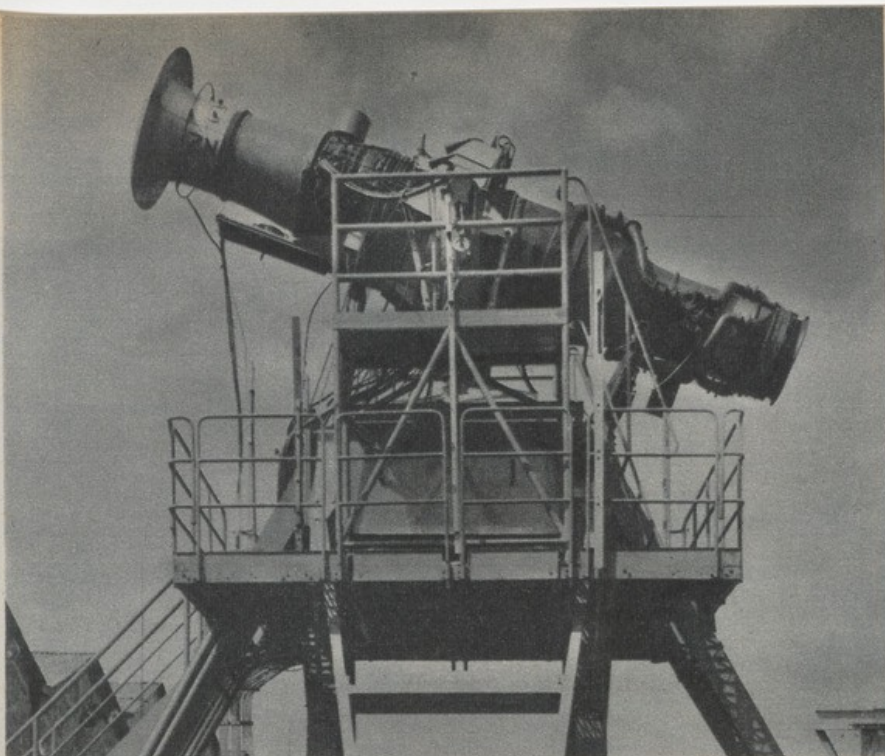


En ce qui concerne le contrôle de l'appareil en roulis on essaya les éjecteurs sur un bâti spécial.

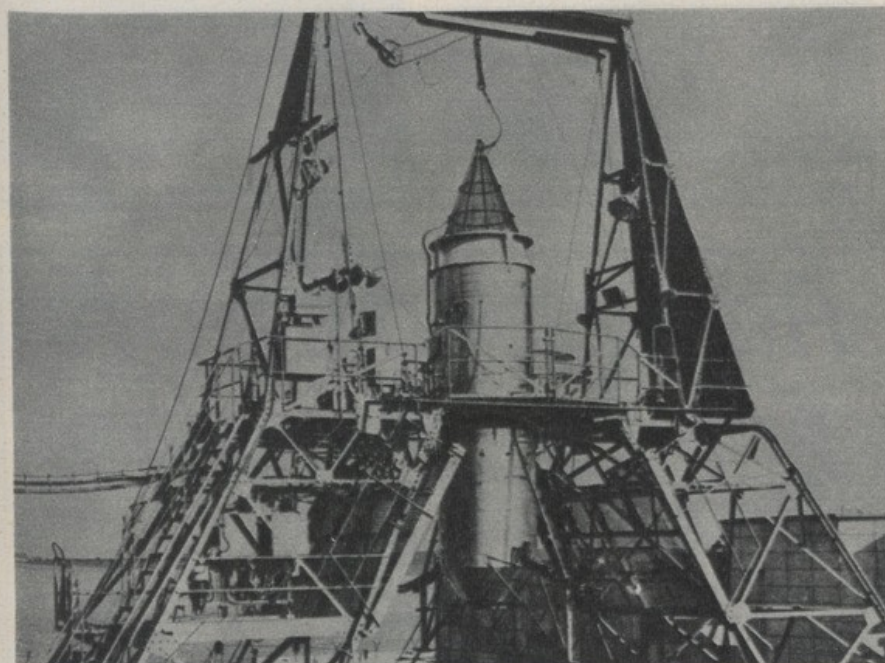
d'exécuter avec une grande précision une quantité de manœuvres devant garantir la tenue sur les trois axes en même temps que la compensation des perturbations extérieures et du couple gyroscopique issu du réacteur en mouvement. Un tel pilotage est impossible et il a fallu assister le pilote par un système de stabilisation artificielle angulaire. Mentionnons tout de suite que cette nécessité a conduit à choisir le système de commandes de l'appareil : il fallait pouvoir ajouter dans ce système les ordres du système stabilisateur aux ordres du pilotage pur. On aboutit ainsi à un ensemble mixte comprenant une chaîne électrique pour le transfert des ordres et une chaîne hydraulique pour leur exécution.

qu'il convient de compenser de façon automatique pour éviter que l'appareil ne tourne sur lui-même. Un asservissement des gouvernes de roulis est donc nécessaire car si un couple de roulis n'a aucune influence sur les deux autres axes de stabilité, le fait de voir tourner son appareil autour de son axe longitudinal est indésirable pour le pilote occupé à décoller ou à poser son avion.

Les essais de principe de stabilisation et de maniabilité ont été effectués à l'aide d'une maquette, dite maquette M2 qui servit d'abord en laboratoire pour examiner les cas de décollage et d'atterrissage. Elle était alors constituée d'un corps fuselé solidaire d'un cadre articulé selon un axe horizontal et un autre vertical, à



Le banc oscillant permet de vérifier le fonctionnement du réacteur et de ses gouvernes par jet en tangage...



...cependant que le banc gyroscopique permet de contrôler l'ensemble de l'appareil autour de ses trois axes.

sérieusement défriché par le passage du réacteur seul, puis du réacteur équipé de ses gouvernes, et enfin du réacteur équipé de ses gouvernes et de leurs asservissements, sur les bancs successifs dont nous venons de parler.

La phase banc gyroscopique était donc une sorte de phase de contrôle final avant les vols, mais on verra plus loin que ce banc servit et sert encore à d'autres choses.

Ce banc permettait d'effectuer des mouvements de basculement jusqu'à l'horizontale et même des positions piquées, avec retour à la position verticale. Des dispositifs de sécurité freinant l'appareil autour de ses articulations permettaient de ne pas dépasser une certaine vitesse ou un certain angulaire. On pouvait encore agir sur la déviation par jet de la tuyère directionnelle en coupant l'arrivée d'air comprimé des gouvernes pour arrêter ou freiner une évolution jugée extrême.

Toutes les opérations de mise en marche du réacteur, du réglage de sa poussée et de commande de la tuyère directionnelle étaient télé-

commandées du sol par radio. Ce banc permit de vérifier le comportement favorable de l'appareil sous les effets simultanés du système de stabilisation autour des trois axes, ainsi que la maniabilité commandée par un manche à balai télécommandé.

Sous portique et sur aérodrome

Tous les appareils à décollage et atterrissage verticaux de la SNECMA passeront sous le grand portique de vols en liberté surveillée. Les essais aux bancs avaient prouvé le bon fonctionnement général des appareils et, avant de « lâcher ceux-ci dans la nature », on décida d'expérimenter en toute sécurité le décollage et le retour au sol à la verticale. Pour ce faire, on plaça l'« Atar volant » sur une aire de ciment, comme s'il était entièrement libre. Il était cependant surmonté d'un portique de 35 mètres de hauteur du sommet duquel un fort câble d'acier reliait le nez de l'appareil à un treuil-frein de

sécurité. Une même disposition était réalisée latéralement grâce à quatre câbles disposés en croix et également fixés sur l'engin. Celui-ci disposait d'une certaine latitude d'évolutions entièrement libres, mais, au-delà d'une zone déterminée, les câbles cessaient d'accompagner les déplacements qu'ils freinaient d'abord, arrêtaient ensuite en cas de besoin. Si une panne se produisait, le câble supérieur était capable de supporter l'appareil qui ne pouvait ainsi subir le moindre dommage.

Après de longs travaux de mise au point, le portique fut déclaré prêt à l'emploi en 1956 et, le 13 juillet de la même année, le tout premier « Atar volant », le C-400 P-1 télécommandé décollait pour la première fois. L'appareil était piloté par radio depuis une camionnette portant une sorte d'astrodome d'observation. Cette camionnette comprenait un manche de commande identique à celui utilisé avec succès sur le banc gyroscopique, une manette des gaz, un poste émetteur et les cadrans de contrôle du réacteur et de l'auto-pilote de stabilisation. Le C-400 P-1 fut ainsi « piloté » par l'ingénieur Pierre Servanty et le pilote Auguste Morel.

Après le C-400 P-1, ce fut le tour du C-400 P-2, piloté directement par A. Morel qui effectua ainsi de nombreux vols sous portique à partir de mars 1957. Les essais étant satisfaisants, les vols entièrement libres, sur aérodrome, eurent lieu et ce fut le 14 mai 1957, journée historique dans le développement du vol vertical en France, où le C-400 P-2 effectua avec succès son premier vol entièrement libre. Ce fut aussi la présentation du Bourget, clôturant le Salon de Paris, les 1^{er} et 2 juin, alors que l'appareil n'en était qu'à ses sixième et septième vols libres...

Le banc-simulateur de pilotage

Le banc gyroscopique dont nous avons déjà parlé vit son rôle s'étendre notablement lorsqu'il s'agit, entre la sortie du C-400 P-1 télécommandé et celle du C-400 P-2 télécommandé d'abord puis piloté directement, de fournir au pilote une certaine expérience du vol vertical. Pour ce faire, ce banc reçut un ensemble d'entraînement constitué par une poutre venant prendre la place des « Atar volant » et jouissant des mêmes latitudes angulaires. Comme cette poutre ne contenait pas, bien entendu, de réacteur, il fallut la doter différemment des gouvernes par jet et du système stabilisateur, en même temps qu'il fallait introduire artificiellement les couples de réacteur. Dans ce but, un moteur électrique entraînant un compresseur d'air constitua l'ensemble de masses tournantes produisant les couples gyroscopiques, cependant que le compresseur débitait l'air comprimé nécessaire à la restitution des effets de gouvernes, tant de la tuyère directionnelle que des bras de roulis. Par contre, le mouvement angulaire de la machine était stabilisé par un système d'asservissement des gouvernes absolument identique à celui de l'« Atar volant ». Quant à la cabine de pilotage, elle était en tous points semblable à celle du C-400 P-2 à venir.

Puis, de banc d'entraînement, l'appareil devint véritable simulateur de vol par intégration des paramètres permettant de reproduire les déplacements du véritable « Atar volant ». Le banc gyroscopique ne pouvait autoriser que les orientations de l'appareil autour de ces trois axes, à l'exclusion de tout déplacement. L'intégration fut cependant relativement facile du fait que ces déplacements sont les conséquences d'orientations ou de variations de la poussée, toutes choses aisément détectables. Deux simulateurs furent donc créés, avec pour fonction de reproduire, sous forme d'indications d'instruments, les déplacements fictifs de la machine liée à son banc. On sait que les déplacements latéraux, en vol vertical, sont fonction de l'inclinaison de l'appareil. En effectuant deux intégrations successives de cette inclinaison, on obtient respectivement la vitesse et le déplacement latéraux. Dans ce but, la détection angulaire est simplement obtenue électriquement grâce à des potentiomètres calés sur les axes mêmes d'articulation du banc. Dans des soucis de simplification, la lecture double — déplacement-vitesse — fut remplacée par celle simple d'un spot lumineux parcourant un écran cathodique.

Restaient les déplacements dans le plan vertical. Le principe de simulation fut le même. On effectua alors les deux intégrations à partir de l'accélération verticale, dans un sens et dans l'autre. Cette accélération étant égale à la différence entre la poussée et le poids, elle put être détectée par une manette des gaz fictive.

On voit donc qu'un banc peut avoir de multiples applications et, en ce qui concerne le banc

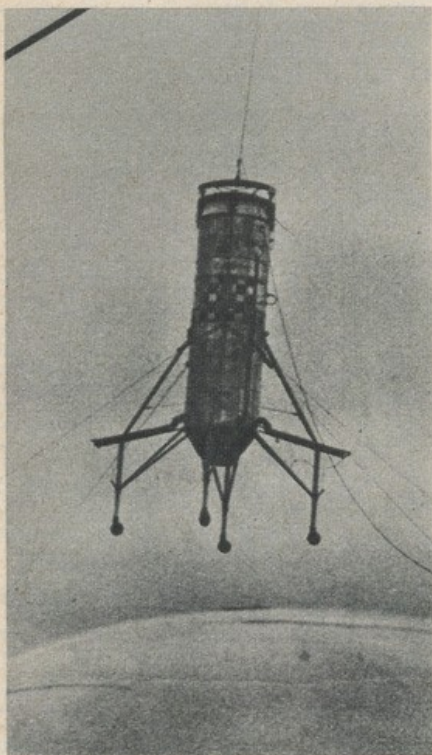
gyroscopique, son utilité dépassa largement le cadre des deux premiers « Atar volant » puisqu'il permit la mise au point du siège basculant du C-450 « Coléoptère » et sert encore de simulateur à l'intention, cette fois, des futurs pilotes

de « Coléoptère », grâce au troisième « Atar volant » C-400 P-3.

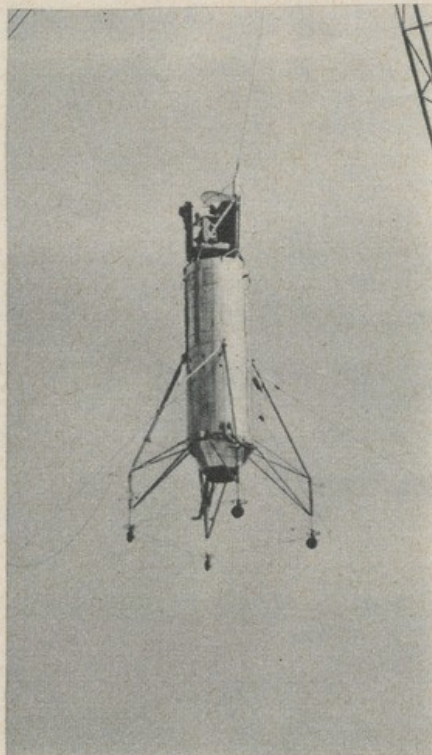
Préparation : le P-3

En fait, tous les stades précédents du déve-

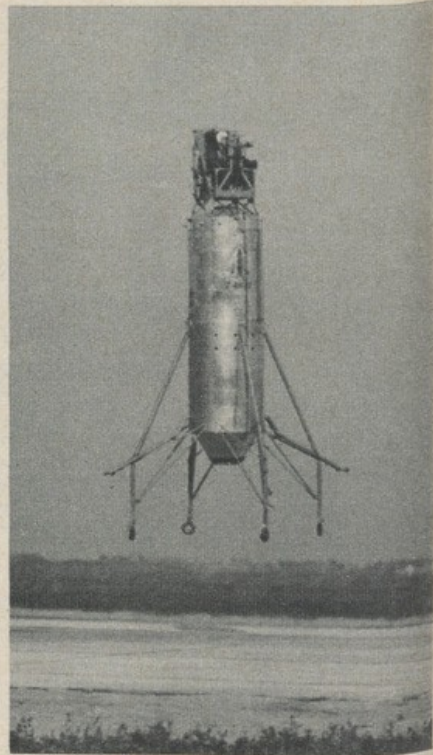
loppement des « Atar volant » devaient conduire à la réalisation du « Coléoptère » actuel, lequel ne constitue lui-même qu'une étape devant mener à d'autres réalisations encore plus sensationnelles...



Le portique d'évolutions libres accueillit le premier « Atar volant » C-400 P-1 télécommandé du sol...



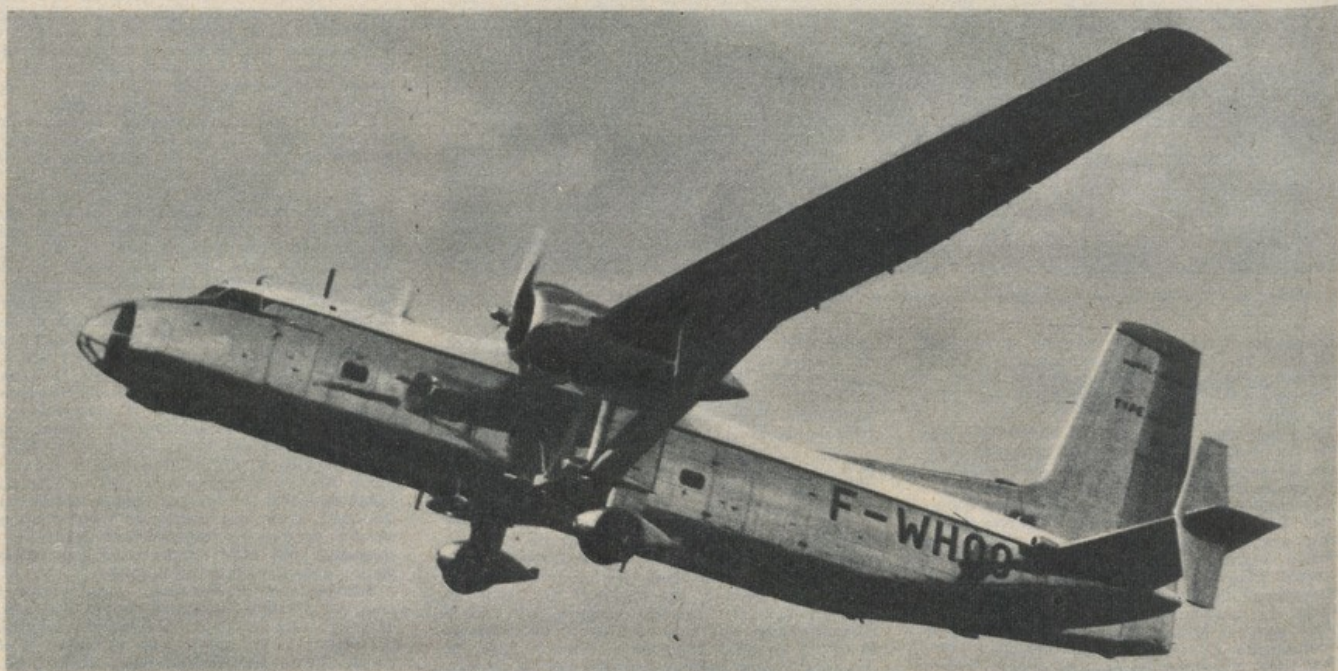
...Puis le C-400 P-2, un instant télécommandé puis finalement piloté au cours d'une expérimentation...



...qui aboutit aux véritables vols libres, dits sur aérodrome, où A. Morel manifesta sa grande maîtrise.

AVIONS HUREL DUBOIS

Route de Verrières, MEUDON (FRANCE). Téléphone OBS 27-90



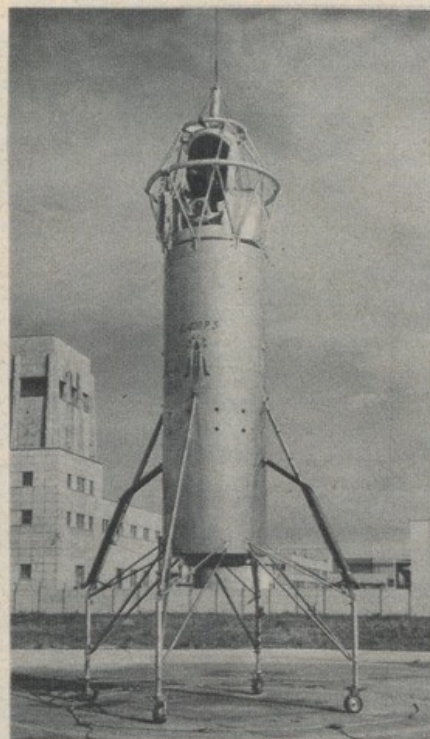
HD 34 en service à L'INSTITUT GEOGRAPHIQUE NATIONAL

Depuis 1952, on pense au C-450 et la meilleure preuve en est le programme d'essais en soufflerie de la maquette M2 munie de son aile annulaire. On ne reverra cependant cette aile annulaire sur un prototype que sept ans plus



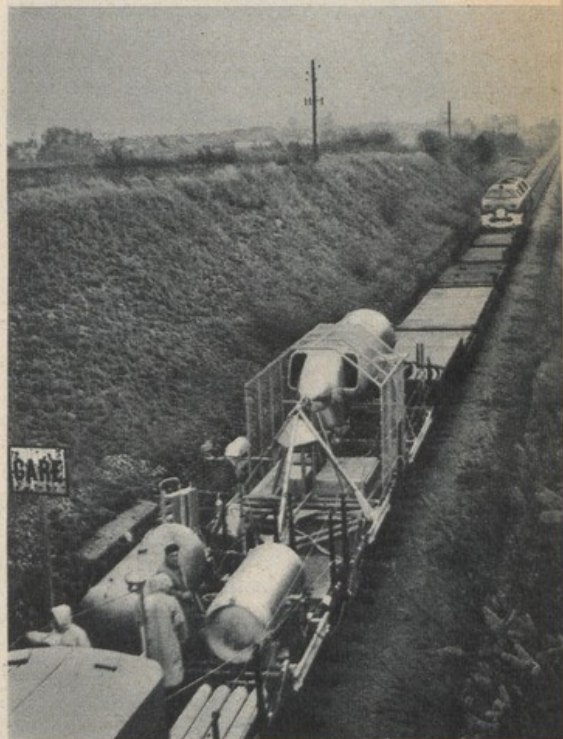
Quant au banc gyroscopique, il servit encore en recevant un appareil d'entraînement au pilotage vertical.

donc connaître le comportement de l'ensemble moteur-gouvernes-stabilisateurs en vol horizontal et à des angles allant de cette horizontale jusqu'à la verticale et même au-delà, soit de 0 à 110° environ. Le moteur devait être correcte-



Avec le dernier « Atar volant », le C-400 P-3, on approcha de la configuration du C-450 « Coléoptère ».

tendu sur le banc gyroscopique, permet l'entraînement au pilotage du « Coléoptère », cet entraînement était encore complété par des vols libres sous portiques, toujours à bord du P-3 décidément bien utile...



Le C-400 P-3 servit encore à mettre au point les entrées d'air du « Coléoptère » en condition de descente.

tard, car, entre temps, on a voulu explorer et mettre au point tout ce qui était nécessaire à l'obtention sûre du vol vertical. C'est pourquoi entre la maquette M2 et le « Coléoptère » il y eut les divers bancs d'essais et les trois « Atar volant ». Le dernier de ceux-ci se rapproche extérieurement du C-450 car il présente une partie avant identique. Par rapport aux C-400 P-1 et P-2, le P-3 groupe les mêmes ensembles de base — tuyère directionnelle, asservissements, commandes par jet, stabilisation, etc. — qui ont été déjà éprouvés, mais il ouvre une nouvelle phase d'essais devant préparer l'avènement du « Coléoptère ». En effet, le vol vertical à vitesses faibles et nulles étant défriché et bien connu, il convenait de passer à l'étude du vol horizontal et, surtout, à celle des configurations de vol transitoires par lesquelles devrait passer le C-450 lors de ses basculements. Il fallait

ment alimenté en air, comme d'ailleurs en combustible, quelle que soit la position ou le facteur de charge de l'appareil. Les gouvernes par jet étaient placées dans des conditions différentes de fonctionnement et les stabilisateurs également.

Le C-450 P-3, équipé d'un réacteur « Atar » EV de la classe des 3.700 kgp en lieu et place de l'« Atar » DV de 2.900 kgp, a donc reçu la cabine et le système de commandes et de siège pivotant du C-450 ainsi que les entrées d'air latérales.

La cabine seule fut d'abord hissée au portique, afin de déterminer les qualités de visibilité offertes au pilote qui, dans les phases cruciales du vol (basculements, vol vertical) a absolument besoin de voir le sol et l'horizon. Ceci fait, on pensa aux entrées d'air et à leur comportement en descente plus ou moins rapide, alors que

toute action dynamique est non seulement annulée, mais inversée. Des essais sur voie ferrée permirent de connaître les limites de vitesse de descente au-delà desquelles l'alimentation correcte du réacteur ne serait plus garantie. Enfin, actuellement, le C-400 P-3 est à Modane où, dans la grande soufflerie, on effectue l'étude du comportement des entrées d'air pendant les phases de basculement. Là aussi, on doit fixer les limites des évolutions possibles en fonction de l'assiette d'une part, de la vitesse d'autre part.

Enfin, de même que le premier simulateur permit la familiarisation des pilotes au vol vertical, le C-400 P-3, monté bien en-

Enfin, le « Coléoptère »...

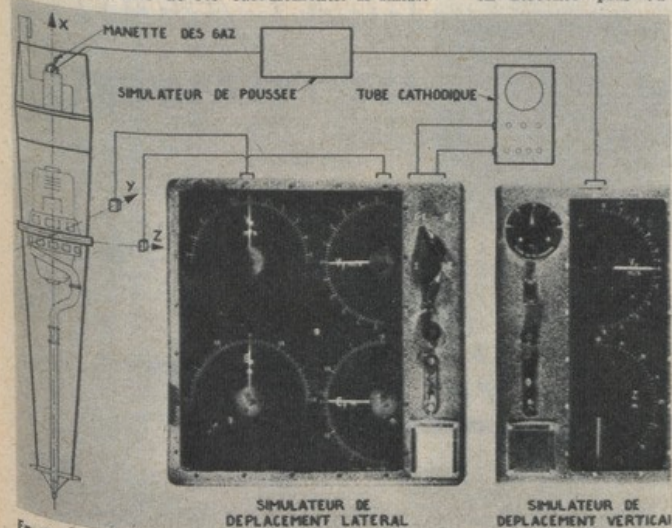
Construit par Nord-Aviation, le C-450 « Coléoptère » fut livré en avril 1958. De nombreux essais furent alors entrepris, tant au banc qu'en laboratoire et sous portique. Tout cela demanda beaucoup de temps car il était absolument impératif de s'assurer du parfait fonctionnement des divers équipements, tant en mise au point qu'en endurance, avant de tenter le moindre vol. Ce temps fut d'autant plus long qu'on ne disposait que d'un prototype et qu'il convenait de ne pas accepter le moindre risque susceptible d'en amener l'endommagement.

Tout cela nous amena au 17 avril 1959, jour auquel, pour la première fois, Auguste Morel décolla le « Coléoptère » sous portique. Depuis, les essais se déroulent normalement, avec passage aux vols libres sur aérodrome, puis accomplissement des vols complets après exploration progressive des conditions de basculement.

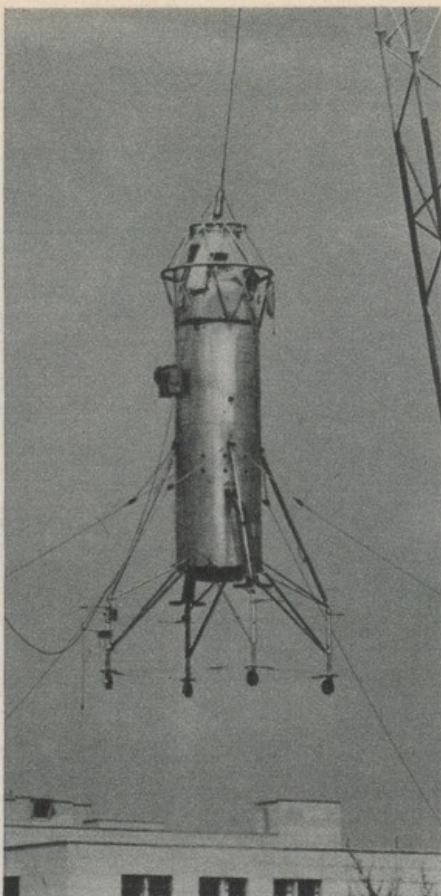
Pour fixer les idées, examinons les différentes phases d'un vol type.

Décollant à la verticale, stabilisé artificiellement, l'avion prend de la vitesse, puis bascule pour passer en vol horizontal. Le retour à la verticale, pour l'atterrissage, sera plus délicat. En effet, pour passer du vol en palier au vol « debout », il faut, avant toute chose, détruire la vitesse de translation jusqu'à 0, avant d'amorcer la descente « à reculons » jusqu'au sol. Pendant la transition, deux modifications importantes interviennent simultanément; la première consiste à transférer la sustentation de l'avion de la portance aérodynamique de l'aile annulaire, de plus en plus cabrée, à la poussée du réacteur, et la seconde intéressant la bonne alimentation de ce réacteur à travers toutes les parties du vol au cours desquelles l'assiette de l'avion passe de 0° ou presque à 90° et alors que la vitesse, de son côté, devient successivement positive, nulle et négative. Ce sont ces éléments qui ont déterminé la disposition et le dessin des entrées d'air dont le rôle est ici capital.

Cette disposition des entrées d'air doit permettre d'éviter la manœuvre de chandelle précédant la descente verticale et destinée à absorber l'énergie cinétique de l'avion auparavant en translation. Une telle manœuvre coûte beaucoup



En équipant l'appareil d'entraînement monté sur le banc gyroscopique d'un intégrant double, on transforme cet appareil en un véritable simulateur de vol vertical.

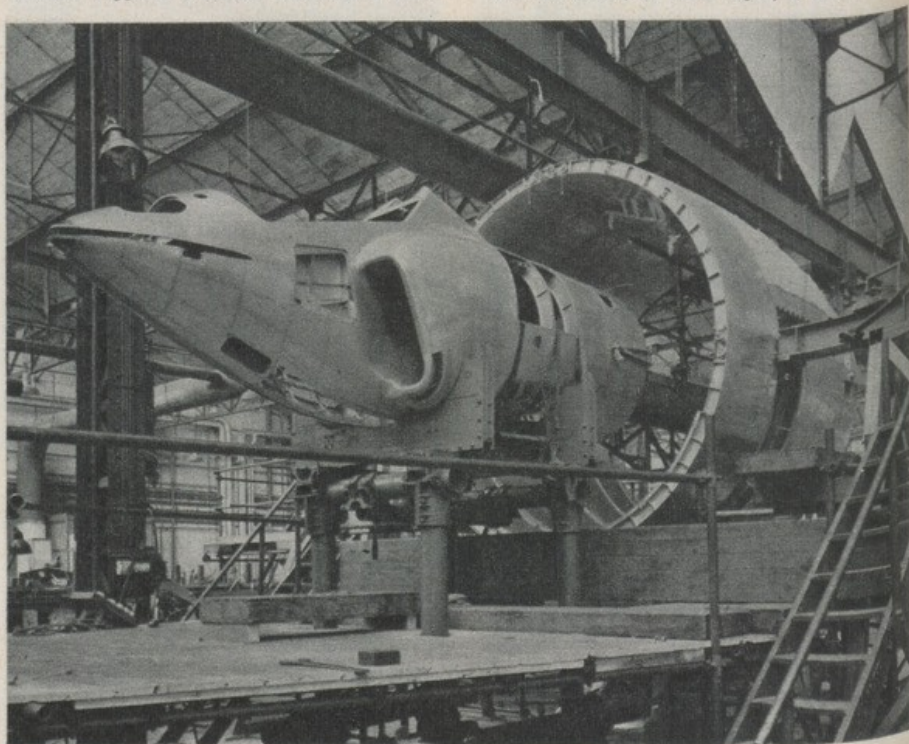


Pendant que le C-100 P-3 volait sous le portique...

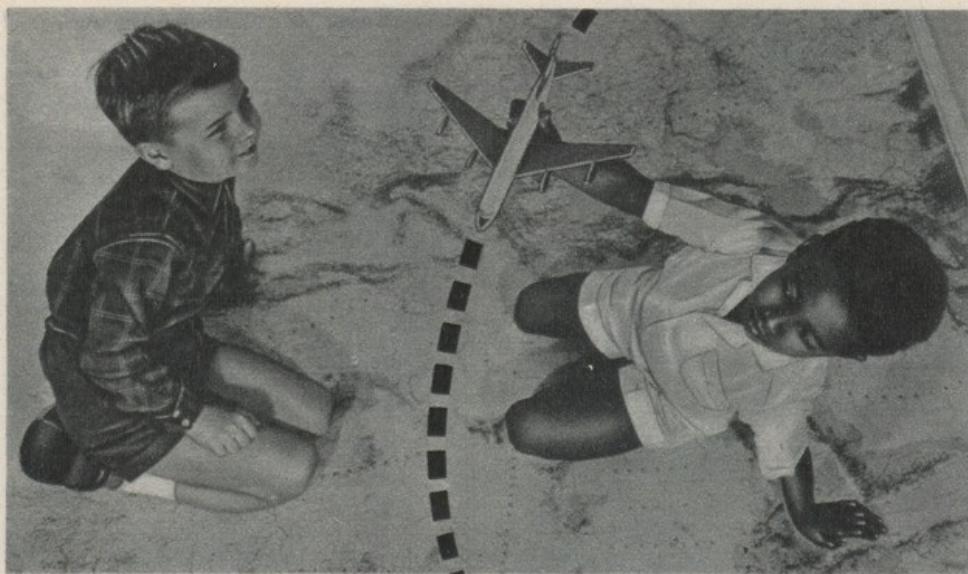
de pétrole et, de plus, est indésirable dans le cas d'un avion opérationnel. En effet, un « Coléoptère » immobilisé en haut d'une chandelle, puis entamant une descente verticale relativement lente serait une cible facile, et cette période du vol doit être la plus courte possible. La manœuvre optimum recherchée consiste à redresser l'appareil à altitude sensiblement cons-

tante, jusqu'à l'amener à la position verticale et même au-delà pour combattre l'énergie cinétique restante, un peu à la manière des hélicoptères effectuant un « Quick stop » pour se freiner rapidement.

Il semble, en fait, que la solution réside dans un compromis entre ces deux procédures. La suite des essais, de toute façon, le dira...



L'usine de Châtillon-sous-Bagneux de la firme Nord-Aviation terminait la construction du C-450 « Coléoptère ».



JEP & CARRÉ 11.080 2

Les "long-courriers" de l'U.A.T.
relie chaque jour
la France aux centres clefs
du continent noir

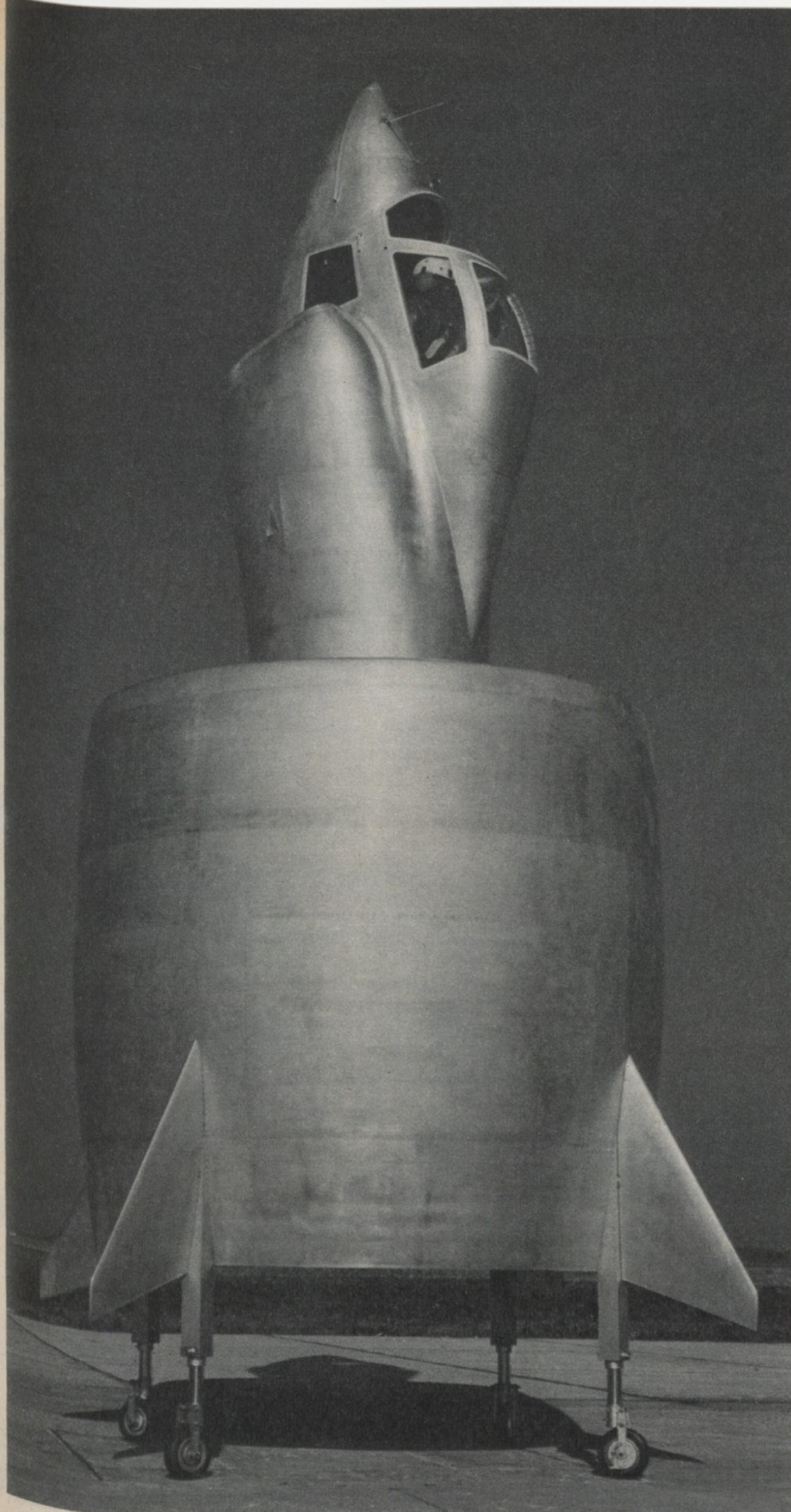
Renseignements et billets
dans toutes agences de voyages agréées

U.A.T.
AÉROMARITIME

3, Bd Malesherbes - Paris 8^e - ANJ. 78-04 à 09 et ANJ 68-70



LA PLUS IMPORTANTE COMPAGNIE PRIVÉE FRANÇAISE DE TRANSPORT AÉRIEN



DESCRIPTION

LE SNECMA C-450 « Coléoptère » est un appareil expérimental destiné à déterminer les conditions d'un vol complet comportant un décollage vertical, un basculement sur l'horizontale, un palier, un nouveau basculement, sur la verticale et un atterrissage dans cette position. Le rôle de l'appareil est de fournir des indications tant sur le comportement de l'ensemble réacteur que sur celui de l'aile annulaire, à travers toutes ces phases de vol.

Le C-450 est constitué de deux grands ensembles : un ensemble aérodynamique comprenant une aile annulaire, des empennages cruciformes et un plan avant escamotable (moustaches), et un ensemble propulseur groupant le système de gouvernes propres au vol vertical à faible vitesse et au vol stationnaire, le système de stabilisation automatique nécessaire à ces cas de vol et, bien entendu, le réacteur et ses entrées d'air latérales.

L'aile annulaire

La vitesse du « Coléoptère » ayant été volontairement limitée à des valeurs n'introduisant pas les facteurs de compressibilité, l'intérêt des essais portera sur le comportement d'une aile annulaire et ses qualités dans le domaine subsonique. D'autre part, toute étude sur le vol vertical est présidée par le souci constant du poids. Un gain de poids sur le « Coléoptère » ne provient pas tellement de l'aile annulaire elle-même mais du fait qu'elle supprime l'arrière du fuselage qui s'arrête à la tuyère du réacteur, ne porte pas d'empennages et peut ainsi être plus léger du fait qu'il n'a aucun effort à transmettre. Les efforts de gouvernes, en vol en palier, sont pris par l'aile qui est justement très rigide en torsion. La partie arrière du fuselage du « Coléoptère » n'est donc qu'un simple carénage non travaillant.

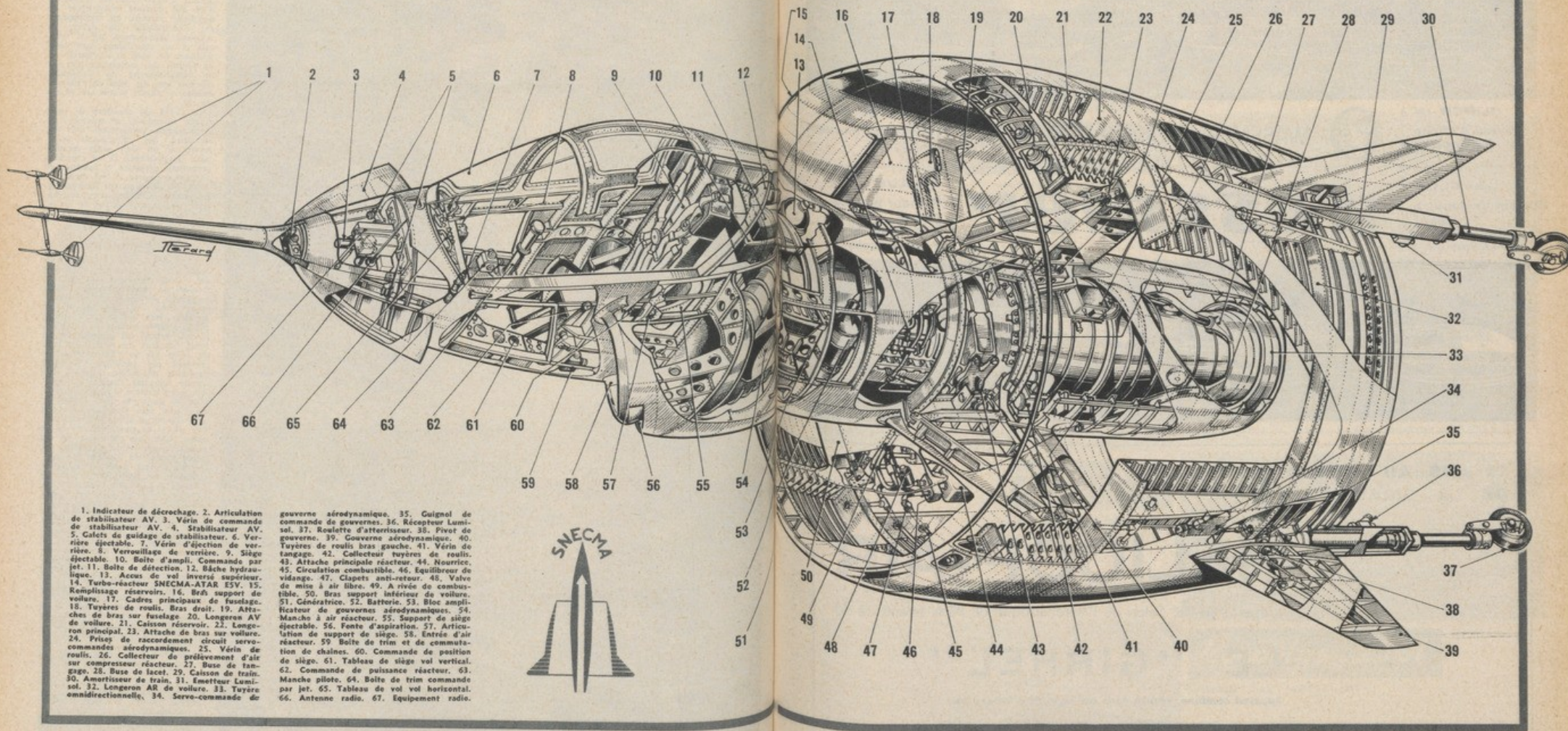
Dans un tout autre domaine, l'aile annulaire se prête parfaitement aux applications futures projetées par la SNECMA et qui verraient cette aile jouer un rôle de carénage extérieur de statoréacteur, venant lui accorder une fonction de propulsion en plus de sa fonction actuelle de sustentation. Dans le cas du statoréacteur, le corps central contiendra toujours le réacteur nécessaire au décollage vertical, à la mise en vitesse d'allumage du stato et à l'atterrissage, aboutissant ainsi à la configuration turbo-stato dont on sait tout le bien, depuis les succès du Nord-Aviation « Griffon » notamment.

Une autre forme de fonction propulsive de l'aile annulaire consisterait à lui faire jouer un rôle de carénage d'hélice. L'hélice est certainement mieux adaptée que le statoréacteur pour certaines missions ne nécessitant pas de grandes vitesses. Des essais en soufflerie ont montré qu'en entourant une hélice d'un carénage soigneusement dessiné — lèvres d'entrée arrondies pour éviter les décollements et produire une dépression propulsive — on augmentait son pouvoir de propulsion de 25 % environ, arrivant ainsi au voisinage immédiat du rendement maximum théorique de ce propulseur !...

Revenons au C-450, et à son aile. Celle-ci offre un diamètre de 3,20 m pour une profondeur, évi-

Cette vue d'identification permet de remarquer l'importance des entrées d'air latérales, quelques parties vitrées de l'habitacle, les gouvernes aérodynamiques et l'atterrisseur à quatre roues.

SNECMA C-450 "COLÉOPTÈRE"



demment constante, de 3 m. Son bord d'attaque, d'un rayon de 15 mm, est situé à 3,82 m de l'avant du fuselage. Son profil a une épaisseur relative de 6 % et est dissymétrique. En effet, pour éviter l'apparition des zones de vitesses soniques localement, on a choisi une cambrure moindre à l'intrados qu'à l'extrados, de façon à obtenir des survitesses locales identiques sur les deux faces. En effet, sur l'aile annulaire et aussi en raison de la présence du corps central, la vitesse d'écoulement est plus grande à

l'intérieur qu'à l'extérieur. Il a donc fallu réduire la cambrure de l'intrados pour ramener la valeur des survitesses à un chiffre comparable à celles de l'extrados. C'est pourquoi l'intrados est cylindrique — correspondant à un profil plat — sur une longueur de 2 m à partir du bord de fuite.

Du point de vue aérodynamique, l'aile annulaire peut être assimilée à une voilure biplane, mais qui n'aurait pas de décollements importants et de toute façon pas marginaux ! Toutes les forces de por-

tañce passant par le centre de l'aile, donc par le centre de l'appareil (axe longitudinal), un décollement local engendré pour une cause quelconque ne peut avoir, comme sur une aile classique, un effet dissymétrique (tombee d'aile) et le « Coléoptère » ne peut absolument pas rouler tant que le pilote ne le désire pas. Par contre, lorsque celui-ci incline son appareil, ce dernier s'engage en roulis mais ne vire en aucune façon, ni ne s'enfonce ! Si bien qu'un virage à plat est non seulement possible, mais normal et

non accompagné de dérapage. L'aile annulaire, assimilée à un biplan, présente une courbe de portance en fonction de l'incidence comparable à celle de ce biplan dont la surface serait égale au double de la surface projetée de l'aile annulaire (diamètre x profondeur). Les essais en soufflerie avec fils de laine de visualisation ont montré qu'il n'y avait pratiquement pas de décollements, même à des incidences de 30 à 40°. En fait, la polaire reste plate très longtemps, un peu comme sur toute voilure classique

de faible allongement. Mais, le Cz étant relativement faible, on est conduit à augmenter la surface. Sur des ailes classiques, cette augmentation amène un accroissement de poids sensible qui est beaucoup moins du genre d'efforts qu'elle doit tenir. Et malgré qu'en vol normal une partie de l'aile annulaire est inutile, du moins en ce qui concerne la portance, le poids de structure par unité de surface reste en faveur de cette voilure.

Par ailleurs, la caractéristique plate de la polaire est un facteur favorable qui sera largement utilisé pendant les manœuvres de basculement et constitue un élément susceptible de réduire dans de notables proportions la zone délicate de transfert de la sustentation de l'aile au réacteur, et inversement.

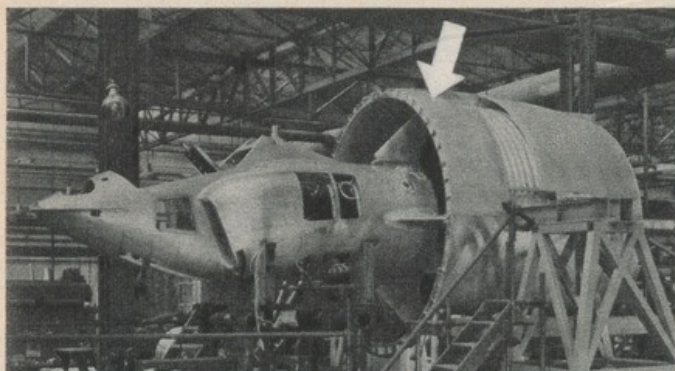
Du point de vue structural, l'aile annulaire est tellement différente des voilures classiques que des études spéciales ont été nécessaires, qui ont demandé un couple d'années. Ces études théoriques devaient déterminer un mode de calcul struc-

tural adapté à une double coque. Car l'aile annulaire est ramenée à ce concept de la double coque comprenant une peau extérieure et une peau intérieure et dont le dessin doit être soigneusement établi. A la suite des études théoriques, des essais partiels ont été conduits. Une première voilure à l'échelle 1/2 fut construite et soumise à des efforts bien déterminés. En comparant la tenue de cette voilure avec ce que les calculs laissaient prévoir, on établit une corrélation extrêmement satisfaisante. Quelques six cents

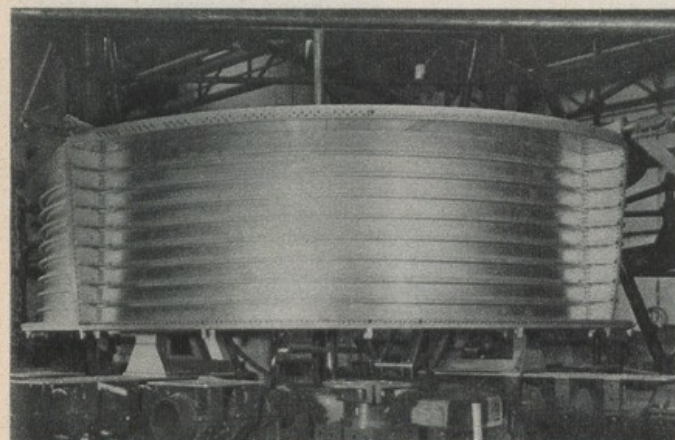
« strain gauges » étaient réparties sur toute la structure et devaient trahir la tenue sous des efforts appliqués en portance. Ces efforts introduisent, à partir d'un certain stade, des charges dites d'ovalisation du fait de la répartition particulière des pressions sur les parties supérieure et inférieure de l'aile et tendant à ovaliser la structure dans le plan vertical.

En plus, il fallait mesurer les efforts provenant de la présence du combustible dans la partie avant de l'aile, ce combustible étant réparti

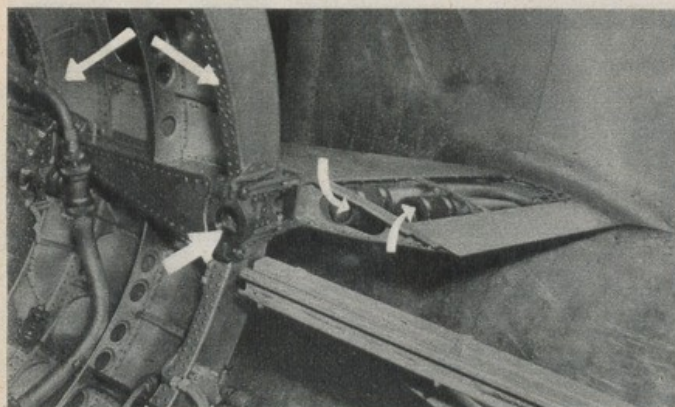
Copyright AVIATION MAGAZINE



La partie avant de l'aile annulaire fait office de réservoir structural de pétrole...



...dont la construction fut établie sur un bâti horizontal à Châtillon-sous-Bagneux.



Cette vue de détail montre un des mâts horizontaux de liaison de l'aile au fuselage (vue prise de l'arrière). Les flèches marquent, de gauche à droite, les deux cadres forts du fuselage, la liaison arrière comportant le tourillon d'attache du réacteur et, dans le mât, les deux tuyères de gouverne de roulis débouchant près de l'aile.

dans quatre réservoirs cloisonnés en croix. En cours de vol, la baisse de niveau dans ces réservoirs n'est évidemment pas symétrique : le niveau baisse du haut vers l'axe pour les deux réservoirs supérieurs et de l'axe vers le bas pour les deux inférieurs. Tout cela implique des efforts dissymétriques que la structure doit encore tenir.

Des essais statiques extrêmement poussés furent encore menés sur la tenue en compression d'une aile annulaire raidie circonférentiellement. Un cylindre raidi de cette façon fut immergé dans une cuve pour mesurer les contraintes périphériques. Par la suite, le cylindre lui-même fut également rempli d'eau et la pression fut appliquée à l'extérieur du cylindre, de façon à répartir cette pression sur toute la surface. Une trentaine de maquettes fut ainsi testée jusqu'à rupture. A chaque essai, on faisait varier la hauteur, l'épaisseur, l'espacement, la

classique, du fait de sa forme annulaire. Mieux, les deux peaux de l'aile sont à double cambrure : l'une dans le sens longitudinal, due au profil et l'autre dans le sens circonférentiel. Il résulte de cette configuration que les efforts aérodynamiques, quels qu'ils soient, se traduisent par des charges de traction ou de compression, mais pas de flexion tels qu'on les entend pour une aile plane. Quant à la torsion de l'aile cylindrique, elle est nulle comme dans un tube et la flexion est, en fait, 100 fois plus faible qu'une aile plane. Tout se passe donc comme si les charges étaient diffusées dans les peaux de revêtement. Les seuls efforts concentrés de flexion sont engendrés par la transmission des charges de l'aile au fuselage. Ces charges sont d'ailleurs tenues par le cadre principal et les quatre longerons longitudinaux tenant également les quatre jambes de l'atterrisseur. Soulignons que ce que nous

L'aile annulaire : pas de dièdre, pas de flèche, pas de vrillage, pas d'effilement, pas de pertes marginales, pas de flexion, pas d'inclinaison, pas de dérapage, pas de glissade, pas de vrille.

Une aile extrêmement moderne et, pourtant, dans les calculs on l'assimile à un biplan, ce qui n'est pas tellement révolutionnaire...

forme même des raidisseurs, etc... jusqu'à trouver la configuration structurale la moins lourde et la plus résistante. Il convient de noter que la structure finalement choisie revêt un caractère de simplicité étonnant. Elle repose sur un cadre principal situé à 1 mètre environ du bord d'attaque, un autre de bord avant et un troisième arrière, tous annulaires, bien sûr, et recouverts d'une tôle de revêtement dont l'épaisseur n'est que de 6/10 mm en arrière, 8/10 ensuite et 10/10 mm à l'avant, au droit des réservoirs structuraux. Tout l'ensemble est raidi par un réseau dense de raidisseurs, annulaires toujours, de forme en Z et d'une hauteur de 2 cm. Leur épaisseur est sensiblement la même que celle de la peau de revêtement qu'ils doivent raidir, à chaque endroit.

Cette structure n'est évidemment pas comparable à celle d'une aile

appelons des longerons seraient, pour une voilure classique, des nervures fortes, puisqu'ils sont placés dans le sens du profil...

Puisque nous parlons de l'atterrisseur, soulignons que les efforts provenant de celui-ci sont directement transmis au fuselage par l'intermédiaire des quatre mâts reliant ce fuselage à l'aile, sans que cette aile en souffre par ailleurs. En cas d'efforts latéraux à l'impact, ce qui correspond, pour un avion classique, à un effort dérapé, ceux-ci sont pris par le cadre arrière de voilure qui, à son tour, les diffuse dans le revêtement tout entier...

Ce cadre arrière transmet également, et selon un processus sensiblement analogue, les moments de gouvernes monobloc articulées sur les quatre longerons également. Ces gouvernes aérodynamiques ont fait l'objet d'essais de vibrations au sol

NORD-AVIATION

SOCIÉTÉ NATIONALE DE CONSTRUCTIONS AÉRONAUTIQUES

Station Service - Ecole de pilotage

Aérodrome de TOUSSUS-LE-NOBLE (Seine-et-Oise)

Tél. : 923-70-27

Vous y trouverez entre autres spécialités :

ESSAIS INSTRUMENTS DE BORD - PEINTURE EN CHAMBRE CHAUDE
ATELIERS RADIO ET ÉLECTRICITÉ - ETANCHEITÉ DES RÉSERVOIRS

et tous autres travaux classiques

COURS PRATIQUES DE RADIO TELEPHONISTE

Pièces de rechange

Avions d'occasion



REALISATEUR - DISTRIBUTEUR
EXCLUSIF

Maurice DELAGE

**22, rue Laffitte,
Paris (9°)**

Téléph. : PROvence 44-97

Cartes aéronautiques
Chronographe spécial « Aviation »

ESTIMOCOMPAS

DP. 56/2

Le premier computer français moderne de navigation aérienne (breveté SGDG). Par sa conception unique au monde l'ESTIMOCOMPAS est le computer « idéal » pour l'aviation légère.

Documentation sur demande



CONSTRUISEZ FACILEMENT CES SPLENDIDES MODÈLES RÉDUITS

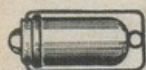
avec nos boîtes de construction préfabriquée,
livrées complètes avec notice.

* AVIONS : maquettes volantes

A réaction :

Javelin « GLOSTER » biréacteur	SUPER-MYSTERE, monoréacteur
MIRAGE III, monoréacteur	SUPER-SABRE, monoréacteur
MIG-15, monoréacteur	THUNDERJET, monoréacteur
CANBERRA, biréacteur	ETENDARD, monoréacteur

Chaque modèle 700 francs



Ces avions peuvent voler avec le moteur à réaction JETEX-50,
livré avec notice et accessoires 770 francs



A moteur à explosion :

Deux nouveautés pour vol circulaire contrôlé :

IMMELMANN, avion d'acrobatie pour mo-
teur de 1 à 2, 5 cc. Long. : 510 mm. En-
verg. : 590 mm, en balsa découpé, roues, ré-
servoir, palonnier, guignol.

Avec plan 2.900 francs



AIRDYNA, en plastique pour vol con-
trôlé, à monter, la boîte complète avec
moteur DYNAMIC 1,5 cc. 7.500 francs
Terminé avec moteur
prêt pour le vol : 9.500 francs



Maquettes d'exposition en plastique :

Tous les modèles :

LINDBERG

HELLER

SOLIDO



* BATEAUX : maquette navigante au 1/50

Chasseur de sous-marins N2

C'est une fabrication

NAVIC



Long. : 960 mm ; larg. : 110 mm, blocs avant et arrière finis, la
barque et ses avirons, 2 ancres, 2 radeaux, clairevoie, grenadeur
et canon de 75, etc. Boîte complète avec notice et plan grandeur
d'exécution 4.500 francs

FAITES DE LA TELECOMMANDE



Vous connaîtrez les vraies joies du modèle réduit.
L'EQUIPEMENT COMPLET comprenant : l'émet-
teur, le récepteur, l'électromécanisme et les piles :

Pour AVION 20.000 francs
Pour BATEAU 25.000 francs
(Garantie absolue.)

A LA SOURCE DES INVENTIONS

56, boulevard de Strasbourg, PARIS (10)

Demandez notre documentation générale n° 24 sur le Modélisme
en France, 124 pages, 600 photos contre mandat de 200 francs.

ATTENTION

Aucun envoi contre remboursement.
Port et emballage en sus.

dirigées par l'ONERA qui a conclu
que leur vitesse critique serait loin
d'être atteinte avec le « Coléoptère »
actuel. En ce qui concerne l'aila, la
question ne se pose pas puisqu'elle
ne présente pas les deux degrés de
liberté nécessaires, en raison même
de sa forme.

Soulignons, pour terminer, que
les travaux de la SNECMA sur
l'aila annulaire restent sans concu-
rence dans le monde... Tout ceci
aboutit à une voilure extrêmement
légère et rigide qui garde encore au-
jourd'hui son caractère révolution-
naire.

Le plan escamotable avant

L'étude de la polaire et des cour-
bes de stabilité montre qu'à partir
d'une incidence de 20° la stabilité
longitudinale de l'avion augmentait
considérablement, ceci, bien en-
tendu au détriment de la maniabi-
lité. Or ce phénomène se manifeste
au moment où le pilote, abordant
son basculement, a besoin, précisé-
ment, de la maniabilité maximum.
On a donc prévu un empennage
« canard » escamotable disposé à
l'avant et qui est chargé de ramener
la stabilité à une valeur normale.
Des essais en soufflerie ont montré
une bonne interaction moustaches-
entrées d'air dans ces régimes de
vol cabré. Ces moustaches permet-
tent un bon contrôle de l'avion sans
qu'il soit nécessaire d'augmenter la
poussée du réacteur. Car un effet
favorable identique à celui du plan
canard peut être obtenu en agissant
ainsi. En augmentant la poussée, la
quantité d'air aspirée est plus im-
portante et cette augmentation pro-
duit sur la partie inférieure des en-
trées d'air une portance locale due
au dessin particulier de ces entrées
et qui vient jouer un rôle aérodyna-
mique analogue.

Chaque plan avant, triangulaire,
est articulé selon son sommet avant
et se développe suivant son côté ar-
rière, sous l'action d'un vérin élec-
trique, lequel permet une grande
quantité de positions. La profon-
deur maximum est de 0,60 m.

Le fuselage

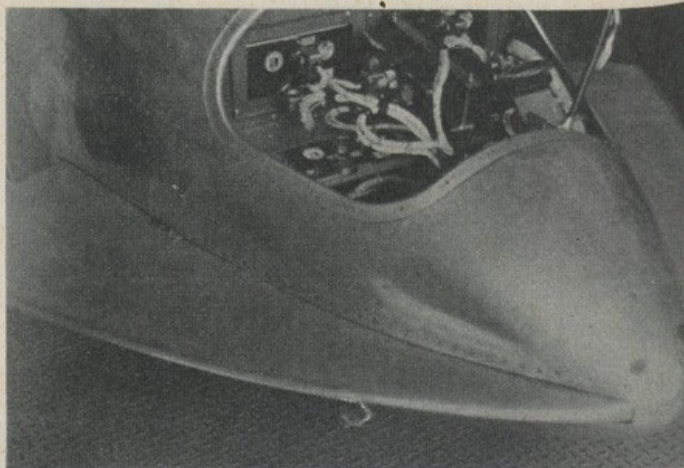
D'une longueur de 6,75 m, le fu-
selage offre sa hauteur maximum
au droit de la verrière du poste de
pilotage, soit 1,675 m, alors que la

volant, doit parcourir un arc de cer-
cle. De plus, des impératifs de visi-
bilité ont été satisfaits par ce des-
sin et complétés par le percement
de fenêtres latérales inférieures et
une de plancher. En dehors de l'a-
ménagement et de l'équipement de
ce fuselage, on peut dire que celui-
ci est scindé en trois grandes par-
ties importantes : le poste de pilo-
tage, précédé des « moustaches »,
les entrées d'air au rôle si impor-
tant, et le compartiment du réac-
teur équipé de sa tuyère direction-
nelle. Le fuselage est relié à l'aila
par quatre mâts en croix de 0,97 m
de profondeur au fuselage et 0,45
m à l'aila, et offrant une forte flèche.
Ces mâts sont raccordés à l'a-
vant de l'aila, compte tenu du cen-
trage qui est de 10 à 12 % seule-
ment.

La cabine offre au pilote la possi-
bilité de piloter l'avion en position
verticale, horizontale et toutes celles
intermédiaires. En vol horizontal, le
pilote consulte son tableau de bord
normal placé devant lui, cependant
qu'un pupitre latéral gauche groupe
les instruments de contrôle de vol
vertical. Le siège du pilote bascule
en décrivant un secteur de cercle
qui a, d'ailleurs, conditionné le des-
sin de la cabine et des parties vitrées.
En palier, le pilote est incliné de 10°
vers l'arrière, alors qu'en vol vertical,
il l'est de 45°, ceci par rapport à la
verticale du moment. Il en résulte
une plage de basculement de 55°.

Une telle disposition rendait diffi-
cile l'usage du palonnier ou des pé-
dales classiques commandant les évo-
lutions en lacet. Pour cette raison,
cette dernière fonction a été égale-
ment reportée sur le manche, en ren-
dant sa poignée tournante. Souli-
gnons que si le siège bascule, le
manche est absolument fixe par rap-
port à l'avion, ce qui est souhaitable
pour conserver la bonne relation en-
tre les mouvements de celui-ci et
ceux résultant de l'avion. Le man-
che commande donc toutes les gou-
vernes, qu'elles soient aérodynami-
ques (vol en palier) ou par jet (vol
vertical). Ces gouvernes étant égale-
ment asservies au pilote automatique
stabilisant l'appareil en vol vertical,
une telle superposition d'ordres ne
pouvait se faire de façon rationnelle
que par l'emploi d'une chaîne élec-
trique pouvant transporter les exci-
tations des systèmes de pilotage,
manuel et automatique.

Le pilote est assis dans un siège
éjectable spécial qui a été développé



Pour « déstabiliser » le « Coléoptère » aux grands angles de vol, un empennage
canard escamotable a été prévu dans la pointe avant et pivote latéralement.

largeur maximum se situe un peu
en arrière des entrées d'air où elle
atteint 1,60 m. La forme de la
partie avant est conditionnée par
celle de la verrière recouvrant le
poste de pilotage dont le siège, pi-

en collaboration étroite avec Sud-
Aviation. Il comporte un parachute
à cinq coupoles à ouverture très ra-
pide mais ne pouvant alors fonction-
ner à très grande vitesse. Adapté à
l'éjection pendant le vol vertical.

soit à vitesse nulle, un tel parachute s'ouvrant très vite à grande vitesse provoquerait un choc insupportable avant de se refermer aussitôt. Il a donc été nécessaire de prévoir un second parachute de freinage initial ne développant la voilure principale que lorsqu'une vitesse raisonnable a été atteinte. Des essais effectués au sol le long d'une carrière, ont prouvé que l'éjection du siège était possible en vol stationnaire près du sol. Le même matériel a été ensuite soumis aux essais en vol horizontal sur

avions du CEV spécialement aménagés et ceci jusqu'à des vitesses de 800 km-h et des altitudes ne dépassant pas 150 m.

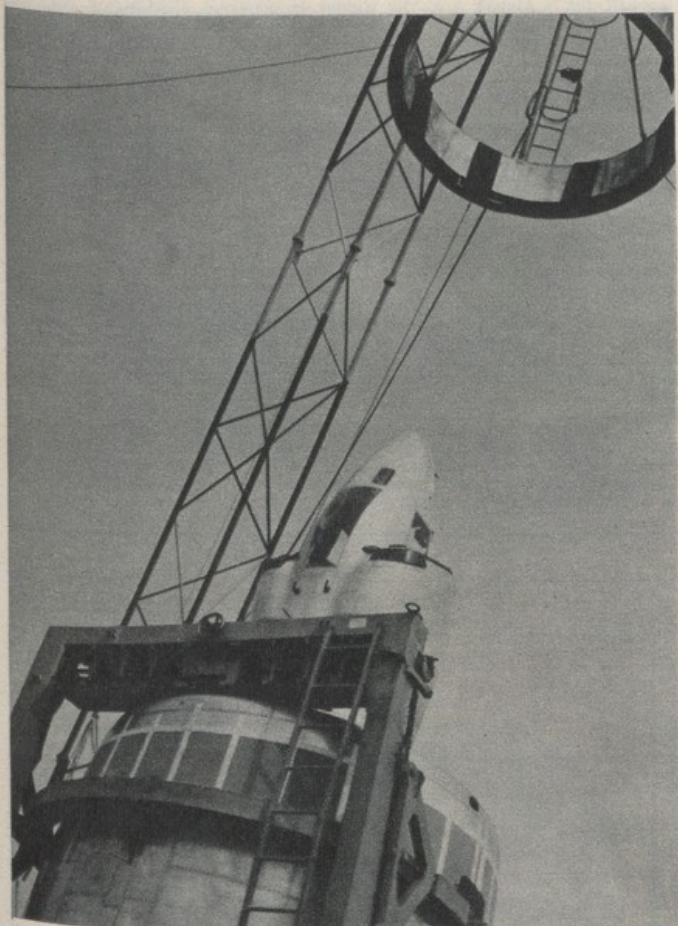
Le siège, automatique et à commande basse, est donc parfaitement adapté à sa fonction multiple. Bien entendu, les séquences d'éjection prévoient le largage préalable de la verrière sous l'effet de deux petites charges de poudre.

Les entrées d'air sont plaquées sur les flancs de la cabine. Un problème

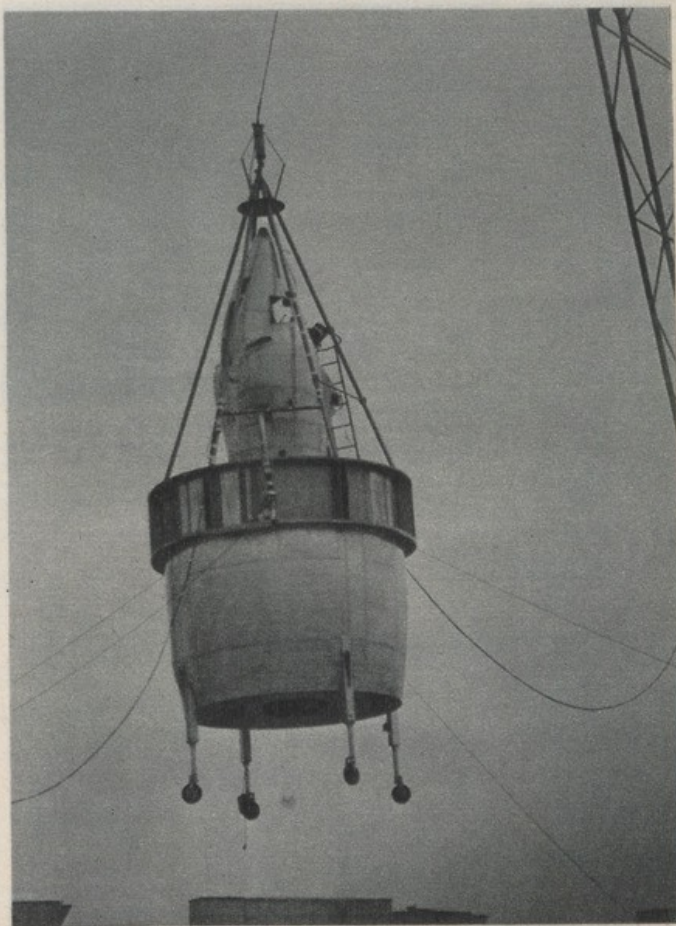
se posait pour elles : la descente à la verticale précédant l'atterrissage. Cette descente doit, nous l'avons vu, être la plus rapide possible. Mais, dans ce cas, l'appareil « recule » et l'alimentation de son réacteur en air devient particulière. En effet, il n'y a plus aucun effet dynamique sur les entrées et, au contraire, l'air « remonte » le long du fuselage avant de s'engouffrer dans les manches latérales.

Les essais du C-400 P-3 sur banc ferroviaire, effectués avec la par-

ticipation des services techniques de la SNCF, permirent de mesurer la vitesse de descente limite, au-delà de laquelle l'alimentation du réacteur risquait d'être perturbée jusqu'à l'extinction, des décolllements à l'entrée pouvant amener des vibrations du compresseur. Les essais sur rail furent menés jusqu'à une vitesse négative de 20 m/sec (72 km-h), vitesse maximum obtenue par le train dont l'effort de traction était contrarié par la poussée du réacteur s'opposant à son mouvement. Les mesures de



L'aile annulaire ignore la flexion et les efforts concentrés, au point que les axes d'attache des fils du portique sont fixés sur un « corset » entourant l'aile.



Ce « corset » est lui-même surmonté d'un pylône tubulaire recevant le câble anti-chute qui ne pouvait être fixé à l'avant du fuselage non-étudié pour cela.

M.-G. EGGERS

M. G. EGGERS est né à Rostock, sur les bords de la mer Baltique, en 1912. Après des études secondaires successivement conduites à Rostock, Vienne et Hambourg, il entra chez Junkers, à Dessau, en débutant dans la résistance des matériaux pendant quelques années. Puis son activité le conduisit, comme ingénieur d'essais en vol, à bord du Ju-87 « Stuka », sur lequel il mena les premiers essais de vibrations réels. Peu après, M. Eggers passa à la direction technique de la firme et là s'occupa de l'orientation à long terme de l'usine, concernant le programme futur de production et d'études. Il étudia alors, entre autres problèmes, ceux des appareils destinés à voler à haute altitude, donc munis de cabines pressurisées, ceci avant guerre, alors que la question n'était pas encore très avancée... Puis il participa à l'étude d'appareils munis de fusées — Junkers prit en main le développement du monoplace Messerschmitt Me-163 — et travailla notamment sur le Junkers Ju-248, qui était une version évoluée du fameux « Komet »... Parallèlement à cela,



il collabora au démarrage des travaux sur les statoréacteurs chez Junkers. Mais la guerre, qui était finie entre temps, mit un terme à ces travaux. En 1946, il était tombé sous la coupe des troupes américaines, qui recherchaient partout des techniciens allemands, justement réputés par l'importance de leurs travaux. Mais notre homme avait conservé le contact avec son directeur technique de Dessau, lequel avait entrepris, en collaboration avec le docteur Oestrich, la poursuite du développement de turbomachines, sous contrat, et pour le compte du ministère de l'Air français. Sa carrière connut alors une nouvelle phase active, consacrée, surtout dans le domaine théorique, à l'étude et à la réalisation de turboréacteurs destinés, dans un avenir plus ou moins proche, aux avions futurs dont il convenait alors de deviner les caractéristiques... En juin 1946, le groupe dirigé par M. Oestrich se rendit en France et poursuivit ses travaux à Decize, dans la Nièvre, où un bureau d'études fut installé sous l'égide de la société Voisin. Peu après, les statuts furent modifiés et le groupe technique de Decize devint partie intégrante de la SNECMA. C'est à ce titre que M. Eggers, comme tout le groupe dont il faisait partie, revint à Paris, en 1952, avec pour but le développement de la technique du vol vertical et l'étude du « Coléoptère » actuel...

A travers cette étude, on pourra mesurer le chemin parcouru par l'équipe de M. Eggers depuis son arrivée en France, tant dans le domaine des propulseurs que dans celui du vol vertical. Ajoutons que ces travaux commencés, par la force des choses, sous un climat spécial créé par la guerre toute récente, connaissent aujourd'hui une tournure beaucoup plus sympathique et prennent même un aspect qui les cite comme un exemple de collaboration européenne. Exemple dont beaucoup d'autres industries sont en train de s'inspirer pour le bien de tous...

poussée établirent, d'autre part, que celle-ci était un peu supérieure, dans certains cas, à la poussée au point fixe. L'explication est simple : la quantité de mouvement fluide dans le réacteur, qui conditionne sa poussée, est fonction du produit de la masse d'air admise par la différence entre la vitesse de sortie des gaz et la vitesse de vol. Il est clair que si cette vitesse de vol est négative, la différence devient une somme et le

produit sera alors plus élevé, et par tant, la poussée. En fait, celle-ci sera légèrement supérieure pour une vitesse négative de 10 m/sec, et sensiblement égale à la poussée au point fixe, en raison des pertes constatées à l'entrée, pour une vitesse de — 20 m/sec.

Le dessin des entrées d'air a donc été un rude travail avant d'obtenir un rendement satisfaisant. Il fallait, avant tout, alimenter le réacteur convenablement en configuration de

descente, c'est-à-dire au moment où l'avion a besoin de toute sa poussée et où un arrêt du réacteur aurait les conséquences que l'on imagine. M. Richter y parvint en dessinant des lèvres d'entrée très arrondies avec un rayon variant de 2 à 3 cm et en prévoyant des fentes latérales inférieures chargées de retarder au maximum l'apparition des décollements.

De plus, ces entrées d'air ont un plan d'admission incliné vers l'avant

de 24° sur la référence perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'avion. Ceci en raison des assiettes cabrées attendues de l'appareil, plus importantes que sur un avion classique rapide. Une telle entrée, dont le comportement a été vérifié en soufflerie, affiche un rendement maximum pour une incidence de 10°, ce rendement étant légèrement plus faible, mais restant de même valeur pour les incidences de 0 et 20°.

Auguste MOREL

AUGUSTE MOREL est né le 9 mai 1921 à Grenoble. Après avoir fréquenté le lycée Champollion de cette bonne ville, travaillant notamment les mathématiques élémentaires, puis spéciales, il se retrouva, en 1941, dans les chantiers de jeunesse dont il sortit pour disparaître aussitôt, sa classe étant particulièrement recherchée par le service du travail STO, de fâcheuse mémoire. Il reparut en 1944 pour s'engager dans l'aéronavale, passer en Afrique du Nord pour suivre les cours d'élèves-officiers, puis gagner l'Angleterre comme élève-pilote, en 1945. Breveté pilote, il revint au Maroc où il pilota des « Wellington » en école de torpillage, première école d'application qu'il connut. Affecté ensuite au transport, il totalisa de nombreuses heures de vol sur Ju-52 avant de passer au service réception-convoyage de la Marine de fin 1948 à janvier 1952. Durant cette période, il avait fait un stage de pilote réceptionnaire au CEV, mais au titre de la Marine, bien entendu. Rendu à la vie civile, il entra aussitôt à la SNECMA au moment où celle-ci



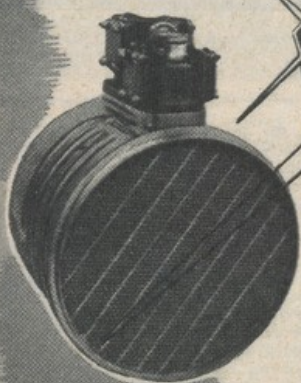
touchait son « Meteor » qu'elle équipa de réacteurs SNECMA « Atar ». C'était le premier avion de performances de la maison... Ensuite Morel fit voler le « Vampire » à déviateur de jet, un « Ouragan » à réacteur « Atar » 101 C, puis les « Mystère » II avec « Atar » F et G. Entre temps, il accomplit un stage au CEV, de pilote d'essais et au titre SNECMA cette fois !

Entré comme pilote pour le développement des avions de performances de la maison qui essayait ainsi ses moteurs, il est aujourd'hui responsable des vols, soit à la fois chef du service des vols et chef-pilote. C'est pourquoi le vol vertical, et notamment le « Coléoptère » représente 50 à 60 % de son activité totale.

L'activité de l'équipe d'essais couvre donc, en plus des appareils à vol vertical, des avions de performances et des bancs d'essais volants. Une telle situation est d'ailleurs très intéressante, pour le pilote surtout, car celui-ci est au contact de techniques différentes qui sont celles des différents constructeurs des cellules utilisées. Des avions aussi dissimilaires que le gros « Armagnac », le « Mystère » IVA, le « Super Mystère », le delta « Durandal » et le « Mirage » III tout récent maintiennent le pilote et l'équipe d'ingénieurs d'essais dans des conditions de travail très complètes et très variées que l'on ne retrouve guère qu'au CEV officiel.

Le pilote du motoriste ne se cristallise pas autour d'une seule technique, qui serait celle d'un constructeur de cellules, mais, au contraire, « touche à tout ». Ce voisinage a d'ailleurs été profitable à la SNECMA lorsque celle-ci entreprit la réalisation d'un avion et sa mise en essais, en l'occurrence le « Coléoptère »...

Une technique
Une spécialité

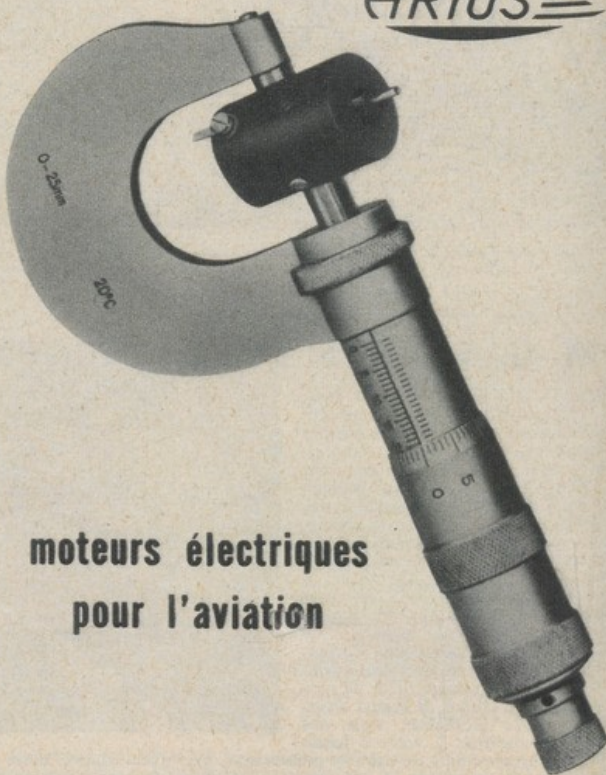


Les équipements
thermiques
pour l'aviation

CHAUSSON

35, rue Malakoff, ASNIÈRES - GRÉ 24-20

ARTUS



moteurs électriques
pour l'aviation

ARTUS 25, rue Ganneron PARIS 18^e Tél. EUR 65-12

Cette situation, associée à la courbe de portance plate de l'aile annulaire, doit faciliter le basculement de l'avion et surtout sa mise en cabré lors de la présentation pour l'atterrissage.

Le réacteur est un SNECMA « Atar » E5V de 3.700 kgp statique. Rappelons que la lettre V ajoutée à sa désignation est là pour rappeler son fonctionnement vertical. Les « Atar volant » C-400 P-1 et P-2

ont des fentes d'injection d'air comprimé normalement à la veine de gaz. Ces jets d'air sont commandés par électrovannes et proviennent d'un prélèvement en aval du compresseur. Ce prélèvement n'occasionne qu'une perte de 4 % sur le débit d'air vers les chambres de combustion, alors qu'il alimente encore les éjecteurs de roulis. En faisant débiter les quatre fentes de la tuyère directionnelle, on aboutit à une striction de la

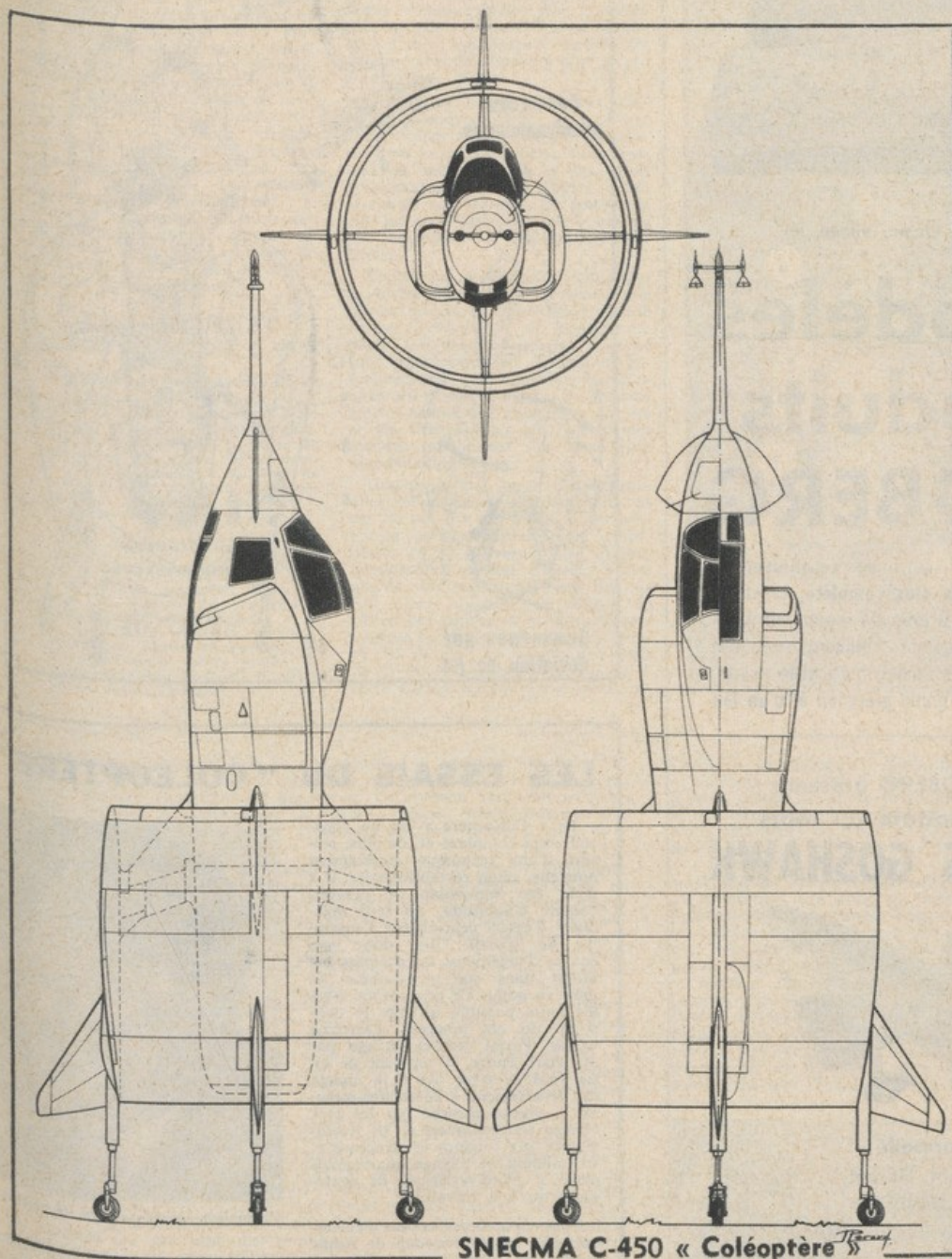
débitant dans une nourrice placée dans la base de l'aile et à l'arrière du cadre limitant les réservoirs vers l'arrière. L'alimentation de la nourrice est ainsi assurée quelle que soit la position de l'appareil. C'est dans la nourrice que deux pompes immergées puisent le combustible et l'envoient au réacteur. Au cas où l'alimentation de la nourrice serait arrêtée, par suite d'un vol prolongé sur le dos, d'un piqué ou de fortes accé-

lérations négatives, le réacteur sera alors alimenté directement par deux petits accumulateurs pressurisés de fuselage, en attendant que la situation redevienne normale.

Bien sûr, il convient que les quatre réservoirs se vident en même temps et de la même quantité. Cette condition, qui n'est pas trop grave en vol horizontal, devient impérative lorsque l'avion est vertical et les réservoirs placés dans un plan horizontal. Un réservoir présentant une

quantité plus importante que celui d'en face provoquerait un couple de déséquilibre important, en raison de l'éloignement de ces masses de l'axe de l'avion. Un régulateur de débit veille donc à ce que les quatre réservoirs se délestent uniformément.

Enfin, l'atterrisseur est quadricycle et présente une « voie » de 2,85 m. Chaque roue, tournant folle autour de son support, est protégée par une fourche solidaire d'un amortisseur



SNECMA C-450 « Coléoptère »

étaient équipés de groupes « Atar » DV provenant de l'adaptation des « Atar » D. Le C-400 P-3 et le C-450 ont reçu des « Atar » EV plus puissants et la SNECMA poursuit ses travaux en adaptant tous ses autres réacteurs qui sont, dès l'origine, prévus pour pouvoir fonctionner à la verticale moyennant des modifications mineures (Ex : Atar 8V...).

Le réacteur est muni de sa tuyère directionnelle comportant quatre ori-

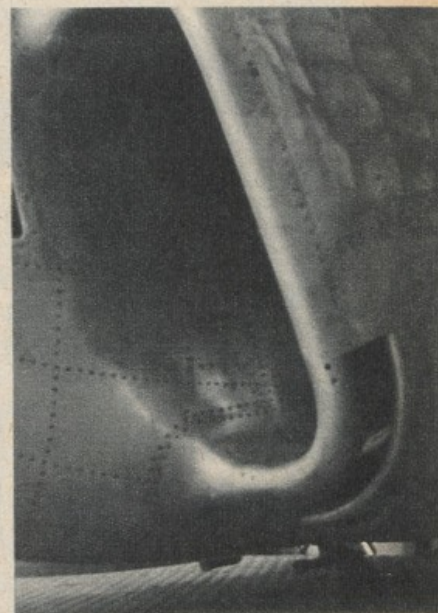
veine de poussée et, par conséquent à un réglage instantané de cette poussée. En ne faisant débiter qu'une seule fente, on obtient une déviation, donc un moment de gouverne ou un couple stabilisateur, selon l'origine de l'action.

Le réacteur est alimenté en combustible à partir des quatre réservoirs structuraux inclus dans la partie avant de l'aile annulaire. Ces quatre réservoirs sont compartimentés en croix, ainsi qu'on l'a vu, et

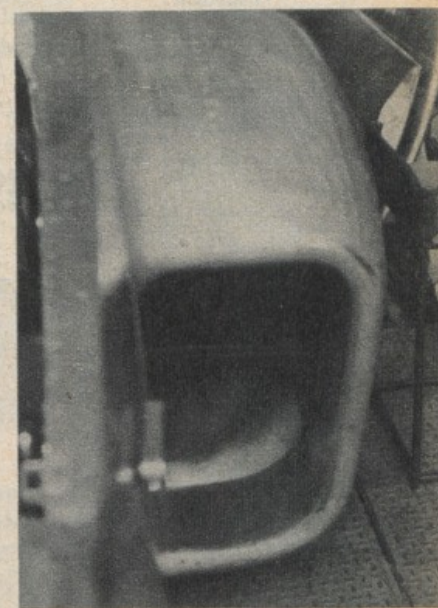
lérations négatives, le réacteur sera alors alimenté directement par deux petits accumulateurs pressurisés de fuselage, en attendant que la situation redevienne normale.

Bien sûr, il convient que les quatre réservoirs se vident en même temps et de la même quantité. Cette condition, qui n'est pas trop grave en vol horizontal, devient impérative lorsque l'avion est vertical et les réservoirs placés dans un plan horizontal. Un réservoir présentant une

oléo-pneumatique. Cet amortisseur est monté sur une jambe caissonnée correspondant aux longerons de l'aile annulaire. Une des quatre roues est encore munie de la sonde d'atterrissage, sorte de roulette portée en bout d'une tige coulissante et dépassant des quatre roues principales. Touchant le sol avant celles-ci, elle provoque l'allumage d'un voyant au poste de pilotage qui renseigne alors le pilote sur son altitude exacte, puis s'efface. Signalons, au sujet de



Les entrées d'air ont des lèvres arrondies, sont inclinées vers le bas et sont largement calculées. De plus, une fente inférieure retarde au maximum les décollements lors des basculements de l'avion.



*Passionnants
à monter soi-même...*
the LINDBERG line



ALJANVIC 80

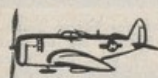
Quelques-uns
des
Modèles
actuellement
en collection



Jap Zéro



Skyray



Thunderbolt



Corsair



Voo Doo



Hellcat

British S E 5 A

Winnie Mae

Super Sabre

Starfire

Skyhawk

Boeing B 17

Stiletto

Cutlass

concessionnaire
exclusif pour la
France et l'Union
Française :
Ch. Vuillaume

... par simple collage, les

modèles réduits LINDBERG

en matière plastique constituent la collection la plus complète, constamment tenue à jour. De réputation mondiale, les avions Lindberg sont des reproductions fidèles, à l'échelle exacte, d'un détail, d'une précision et d'un fini impeccables.

LINDBERG présente
le modèle du mois
CURTISS GOSHAWK

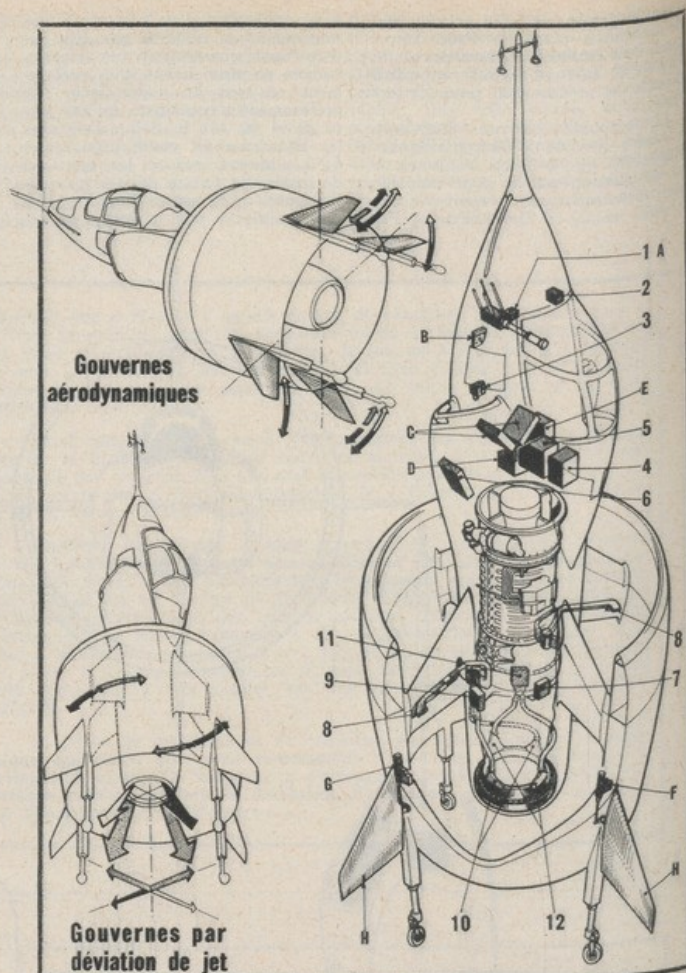


et vous rappelle :
GRUMMAN TIGER
CURTISS JENNY
et le porte-avions **WASP**.

Indiquez-nous les modèles français ou étrangers que vous aimeriez avoir dans votre collection; demandez la notice illustrée gratuite Q ou le catalogue illustré de 24 pages en 8 couleurs contre 100 Fr en timbres-poste à

Société J. R. 6, rue Cauchois - Paris 18^e

Dans tous les grands magasins, spécialistes du modèle réduit et marchands de jouets.



LES ESSAIS DU "COLÉOPTÈRE"

Le « Coléoptère » est un appareil assez complexe et, de plus, ressort d'une technique entièrement nouvelle, sinon révolutionnaire. Il a donc été impossible de prévoir, comme d'habitude, un seul ingénieur d'essais centralisant l'ensemble du travail. C'est donc une équipe d'ingénieurs qui accompagne Morel dans son programme de mise au point. Ce programme n'est d'ailleurs possible qu'avec le concours de ces hommes d'extrême valeur. Parmi ceux-ci, dirigés par M. Marc Faure, il convient de citer MM. Vezigot qui a la charge du département « Méthodes-mesures », Gobet absorbé par les problèmes électroniques, et Le Rouzo affecté aux « bancs et structure ». Par ailleurs, M. Pignon, maintenant passé à Nord-Aviation, fit également du bon travail.



L'ingénieur-aérodynamicien G. Richter.

Tous ces hommes, et bien d'autres, ont déjà passé beaucoup de temps autour des bancs et sous le portique. Ce portique qui fut et reste encore la porte ouverte vers le ciel... Ce portique sous lequel Morel, encore ligoté, explora les possibilités de ses machines. Il explora surtout et vérifia le bon fonctionnement des divers circuits vitaux dont il est impossible de contrôler le comportement en vol réel sans risque. Sur un avion classique, il est toujours possible de tester quelques circuits dans les conditions normales d'emploi en vol, car il reste toujours la possibilité de ramener la machine sur la planète. Avec le « Coléoptère » ces conditions d'emploi ont dû être simulées au sol, dans les laboratoires, sur les bancs et sous le portique, afin d'être absolument sûr de ses équipements avant de tenter la grande aventure à ciel ouvert.

Car le « Coléoptère », en dehors de sa formule révolutionnaire, se distingue des autres VTO du monde par trois points essentiels : tout d'abord, il est seul ! il n'y a qu'un prototype et il ne faut pas le casser.

la procédure d'atterrissage, que le pilote dispose encore d'un altimètre sensible, d'un variomètre pour régler sa vitesse de descente et d'un système Lumisol dont le principe de fonctionnement simple s'apparente à l'astuce employée par les fameux bombardiers des « Briseurs de barrage »... Avec ceux-ci, l'obtention d'une altitude précise était possible par le croisement de deux faisceaux lumineux représentant les deux côtés d'un triangle. Ces deux faisceaux étaient réglés de façon que lorsque les deux taches lumineuses sur la surface de l'eau se confondaient, matérialisant ainsi le sommet du triangle, la hauteur de l'avion était égale à celle du triangle. Il suffisait de conserver une tâche unique pour être sûr de garder l'altitude choisie. Dans le « Coléoptère », le principe est sensiblement le même, à ceci près que l'on utilise des cellules photo-électriques matérialisant le triangle et renseignant le pilote sur une altitude exacte par rapport au sol. L'altitude à laquelle la vitesse de descente doit être ramenée au chiffre précédant de peu l'impact.

COMMANDES ET GOUVERNES DU C-450

Commandes par jet dévié

1. Manche-pilote. 2. Boîte d'évolution (commande par jet). 3. Boîte de trim et de commutation de chaînes. 4. Boîte d'ampli. 5. Boîte de détection. 6. Boîtier générateur. 7. Vérin de roulis. 8. Tuyères de roulis. 9. Vérin de lacet. 10. Buses de lacet. 11. Vérin de tangage. 12. Buses de tangage.

Commandes aérodynamiques

A. Manche pilote et boîte de trim. B. Tableau de commandes. C. Bloc amplificateur chaînes 1 et 2. D. Centrale de vitesse. E. Ensemble Gyromètre. Roulis et tangage. F. Servo-commande lacet. Roulis. G. Servo-commande tangage. H. Gouvernes aérodynamiques.

Gouvernes et commandes de vol

Examinons, tout d'abord, les cas de vol extrêmes.

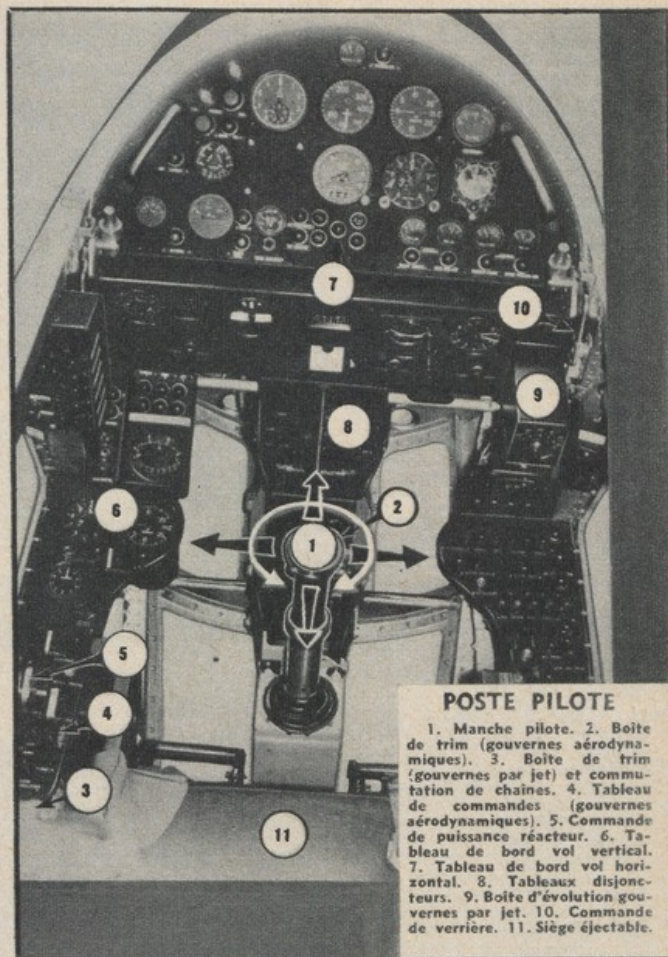
En palier rapide, l'avion est commandé par des gouvernes aérodynamiques classiques et il bénéficie de la stabilité aérodynamique propre à tout avion conventionnel.

En vol vertical stationnaire ou à faible vitesse, l'avion est contrôlé par des gouvernes par jet et bénéficie d'une stabilisation artificielle obtenue avec le concours d'un pilote automatique spécial.

Les gouvernes par jet et les gouvernes aérodynamiques sont toutes commandées depuis le poste de pilotage par le même manche. Elles opèrent en même temps et sont prépondérantes, l'une sur l'autre, selon le cas de vol. De plus, les gouvernes par jet sont également commandées par le système de stabilisation artificielle.

Toutes les commandes sont électro-hydrauliques et comprennent une chaîne électrique d'excitation et une chaîne hydraulique de fonctionnement. Les débattements du manche sont transformés par de simples potentiomètres en impulsions électriques qui viennent exciter le système électro-vanne des gouvernes par jet et les distributeurs des servo-commandes actionnant les gouvernes aérodynamiques.

Gouvernes par jet et aérodynamiques se partagent les rôles selon les cas de vol. En vol vertical, les gouvernes aérodynamiques sont inopérantes et les gouvernes par jet prépondérantes, et ceci d'autant mieux que le réacteur tourne non loin de son plein régime. Par contre, en palier, ces gouvernes sont inefficaces puisque le réacteur, surpuissant pour ce cas de vol, ne tourne plus qu'à 20 % de sa poussée à 500 km-h. A cette vitesse, les gouvernes aérodyna-



POSTE PILOTE

1. Manche pilote. 2. Boîte de trim (gouvernes aérodynamiques). 3. Boîte de trim (gouvernes par jet) et commutation de chaînes. 4. Tableau de commandes (gouvernes aérodynamiques). 5. Commande de puissance réacteur. 6. Tableau de bord vol vertical. 7. Tableau de bord vol horizontal. 8. Tableaux disjoncteurs. 9. Boîte d'évolution gouvernes par jet. 10. Commande de verrière. 11. Siège éjectable.

à aucun prix. En second lieu, le « Coléoptère » ne peut se poser sur le ventre et, enfin, il ne dispose pas de commande mécanique en secours, puisque tous ces ensembles de gouvernes, notamment, sont électro-commandés. En cas de défaillance, il reste à passer successivement sur « secours » et, si cela continue à ne pas marcher, il n'y a plus qu'à assurer le salut du pilote...

Ce pilote qui vient pour fermer un cercle apparemment diabolique né d'hommes recherchant, de têtes travaillant, de moteurs tournant et de circuits déblatant... Les ingénieurs ne manquent jamais d'enthousiasme — ce qui est tout à leur honneur — mais cet enthousiasme s'adresse surtout à la machine qu'il conçoit et dont ils connaissent les limites d'utilisation. Le pilote, lui aussi, connaît ses limites d'utilisation et intervient pour tempérer l'élan des ingénieurs emportés par leur idée nouvelle. Ils ont pensé au vol vertical, ils ont calculé, étudié et construit la machine, puis cette machine est prête au vol vertical pensé à l'origine. L'homme intervient alors, le pilote, pour fermer la boucle. Il émet alors des idées d'homme et veille à l'adaptation de la machine à l'homme, tout disposé qu'il est, lui, à s'adapter à la machine dans la mesure de ses moyens d'homme. Il faut pouvoir faire voler l'avion sans que son pilote soit placé dans des configurations physiques, physiologiques, humaines anormales.

Par exemple, un circuit hydraulique dont on sait qu'il a fait ses preuves libérera le pilote de ce souci particulier. Il faut donc tester longuement ce circuit avant vol. La visibilité, aussi, est un exemple d'opposition de tendances. Le technicien veut un avion léger : or le plexiglas est lourd, il doit être entouré de cadre, de renforcements et de bordés également lourds. Mais le pilote veut VOIR le plus possible et le mieux possible. Il y a donc un compromis à trouver. Une simple disposition de manette des gaz pose des problèmes : si le pilote doit l'actionner avec l'ensemble du bras, tous les jeux des articulations s'ajoutent et il est alors difficile et laborieux de réaliser des corrections de régime sensibles. Par contre, si l'homme peut prendre appui sur l'avant-bras ou, mieux, au plus près du poignet, son action sera beaucoup plus sûre. On a changé trois fois la forme du manche du « Coléoptère » et la question du siège pivotant a demandé de nombreux essais avant de satisfaire à la fois le pilote et techniciens.

Un dernier exemple : le technicien tend vers l'automatisation la plus grande possible réduisant ainsi et déchargeant le rôle du pilote humain. Sur les « Atar volant », il y avait un système de commutation automatique entre les deux chaînes électriques de commande normal et secours. Le pilote demanda d'éliminer cet équipement, lequel n'est d'ailleurs pas à l'abri d'une panne alors qu'il est chargé d'en prévenir une autre... Or, pendant les essais du « Coléoptère » au portique avec simulation de pannes, on s'aperçut que le pilote réagissait mieux et plus vite que

l'appareil automatique!... Ceci, bien entendu, dans le cas particulier du « Coléoptère ». Car il est, ne l'oublions pas, un appareil expérimental à bord duquel le pilote prolonge le travail des techniciens. Comme eux, il veut savoir ce qui se passe et analyser, rechercher les causes et origines d'une défaillance ou d'une fatigue, connaître les « attendus » de la situation avant de passer sur « secours total ».

Quoi qu'il en soit, le « Coléoptère » est prêt aux vols. Ces vols revêtiront un caractère particulier en raison même de sa formule. Sur un avion normal, des sauts de puce permettent de connaître la réponse et l'efficacité des gouvernes. Tout cela se passe à longueurs de pistes. Avec le « Coléoptère », l'examen des gouvernes se fait de la même manière, à ceci près que la piste, « fictive » cette fois, sera verticale! Morel décolle, monte verticalement et dispose toujours des gouvernes par jet, puisque le réacteur tourne à pleine puissance, mais, à mesure qu'il monte, les caractéristiques des gouvernes aérodynamiques ressortent. Cela amène l'avion à 1.000, 1.500 mètres. Ceci fait, d'autres vols sont consacrés au basculement que Morel attaquera progressivement par « saluts » aller-et-retour, puis de plus en plus accentués. Et c'est le vol complet, le vol contractuel et la longue mise au point finale, après quoi les yeux se tourneront vers l'avenir et, aussi hélas! vers les financiers...



Le « Royal Cambouis » s'est rassemblé autour du pilote pour la photo d'usage.

miques sont pleinement efficaces. En résumé, l'efficacité des gouvernes par jet est fonction de la poussée du réacteur, et celle des gouvernes aérodynamiques proportionnelle à la vitesse de vol. Ceci est intéressant car si, pour une cause quelconque, panne de servo-commandes, etc..., les gouvernes aérodynamiques sont défailtantes en palier, le pilote peut retrouver l'efficacité des gouvernes par jet en poussant son réacteur. Il sera alors toujours en mesure de ramener ainsi l'avion au sol.

Du côté des commandes, on a

CALENDRIER SNECMA DU VOL VERTICAL

1952. — Janvier : travaux de base ; essais maquette M2 au laboratoire. Décembre : essais maquette M2 en soufflerie de Cannes.

1953. — Construction de maquette volante « Ecrevisse ».

1954. — 31 mars : premier vol maquette « Ecrevisse » poids 30 kg, poussée 40 kgp ; développement et essai de tuyère directionnelle « Atar » ; études des bancs spéciaux « Atar » V ; étude du premier « Atar volant » C-400 P-1.

1955. — janvier : essai de circuit d'huile « Atar » sur banc vertical. Février : essai de l'influence du sol. Mars : commande de roulis sur banc tournant. Mai : « Atar » V sur banc oscillant 2 axes (chaîne complète de commande et de pilote automatique, tuyère directionnelle) ; construction du C-400 P-1 télécommandé. Octobre : essai du C-400 P-1 sur banc gyroscopique. 29 décembre : réception du C-400 P-1 par le ministère.

1956. — Finition et réception du portique. 13 juillet : C-400 P-1 sous portique (premier vol). 21 octobre : réception en vol du C-400 P-1 sous portique ; construction du C-400 P-2 piloté, passage sur banc gyroscopique. 31 décembre : réception du C-400 P-2.

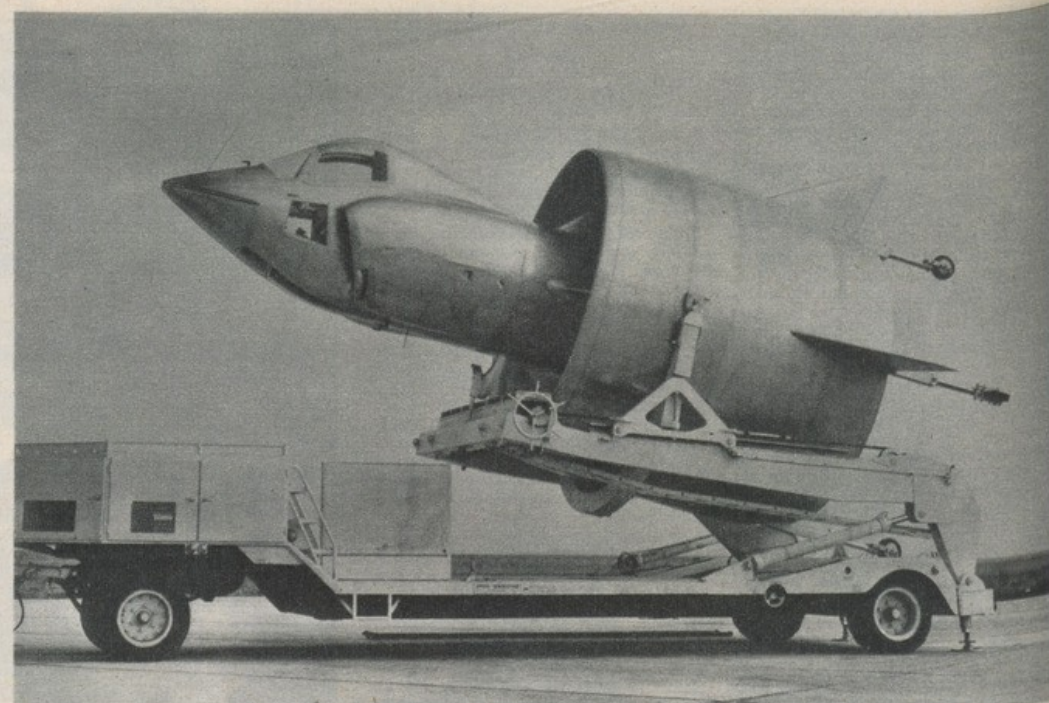
1957. — Essai du simulateur de vol sur banc gyroscopique ; début construction du C-450. Mars : vols du C-400 P-2 au portique ; réception en vol du C-400 P-2. 14 mai : premier vol sur aérodrome du C-400 P-2 ; construction du C-400 P-3 à cabine et entrées d'air. Octobre : essais ferroviaires du C-400 P-3 (descente simulée).

1958. — Avril : livraison à Melun du C-450.

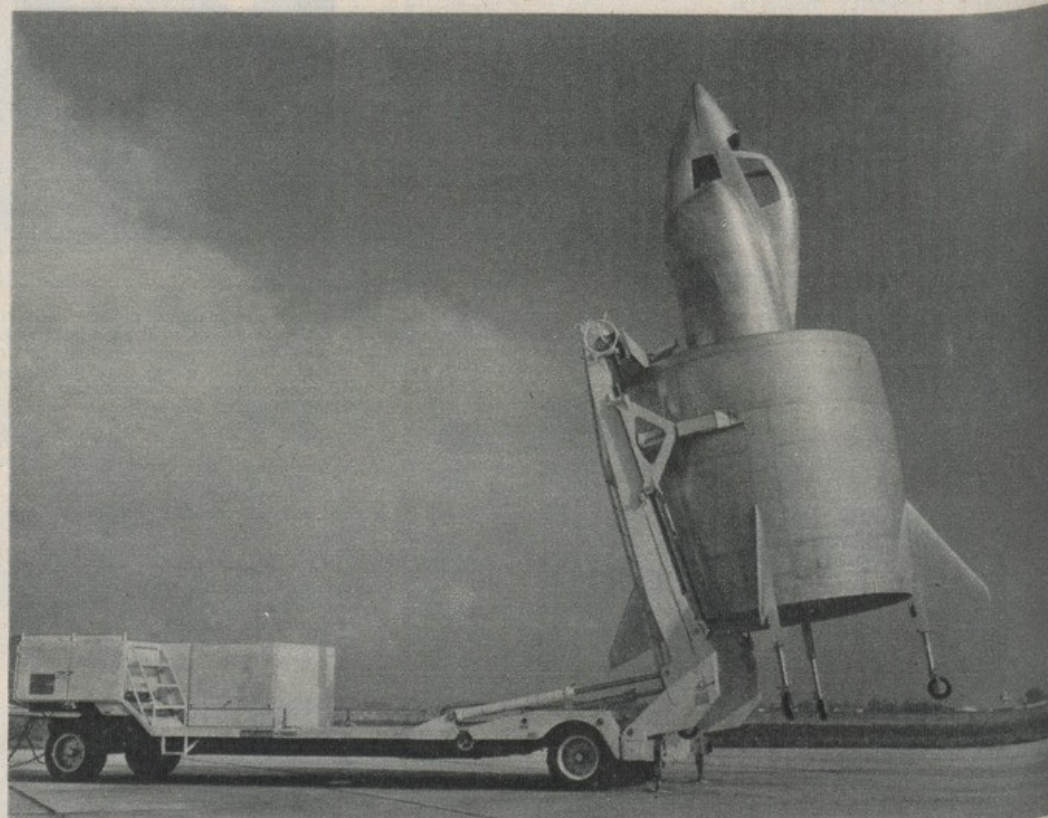
1959. — 17 avril : premier vol sous portique du C-450. 11 mai : premier vol sur aérodrome et évolutions libres « verticales ».

veillé à rendre le pilotage le plus uniforme possible par introduction d'une centrale de vitesses qui, en fonction de la pression dynamique de vol, donc de la vitesse, corrige le rapport entre le débattement du manche et celui de la gouverne correspondante aérodynamique.

En vol vertical, les ordres électriques du pilote se superposent à ceux du pilote automatique. Cette superposition se fait dans un bloc d'asservissement électronique qui délivre les excitations finales aux vérins à commande électrique. Les ordres du pilote automatique au bloc d'asservissement proviennent des informa-



Réalisée spécialement pour le « Coléoptère », la remorque Armor Aéronautique sert aussi bien au transport de l'appareil...



...qu'à sa mise en œuvre, comprenant point fixe et mise sur roues entre autres choses. Voici deux phases de cette manœuvre.

tions recueillies d'un ensemble de stabilisation comprenant un gyroscope de contrôle des axes de tangage et de lacet (le contrôle de l'axe de roulis n'est pas nécessaire) et trois gyromètres de détection et mesure des vitesses angulaires autour des trois axes.

Les gouvernes par jet comprennent celles de tangage et de lacet obtenues avec la tuyère directionnelle et celle de roulis, indépendante, qui consiste en de petits éjecteurs d'air comprimé débouchant à l'extrémité des deux

mâts horizontaux de liaison de l'aile au fuselage. Éloignés du fuselage pour tirer le maximum de bénéfice du bras de levier, ils soufflent, par contre, la paroi interne de l'aile annulaire occasionnant une réaction de frottement qui a dû être compensée au stade des essais.

Les gouvernes aérodynamiques comprennent quatre surfaces identiques extérieures à l'aile et articulées à sa partie arrière. Commandées par servo-commandes hydrauliques à commande électrique, ces surfaces

ont un bord d'attaque en forte fèche et une corde de 1,30 m à l'emplanture, ramenés à 0,16 en bouts, pour une envergure de 0,75 m. Entièrement mobiles, elles assurent le contrôle en profondeur pour les deux gouvernes horizontales et simultanément en roulis/direction pour les deux gouvernes verticales, l'avion étant supposé en vol en palier.

**Photos SNECMA et
Lucien ESPINASSE.**

AVIATION *Magazine*

Décollage vertical :

“ COLÉOPTÈRE ”

répond la France ➔



Quatrième étape du développement de l'« Atar volant », le SNECMA C-450 « Coléoptère » est prêt à voler. Il est équipé d'un réacteur « Atar » 8 V spécialement adapté. (Ektachrome SNECMA)

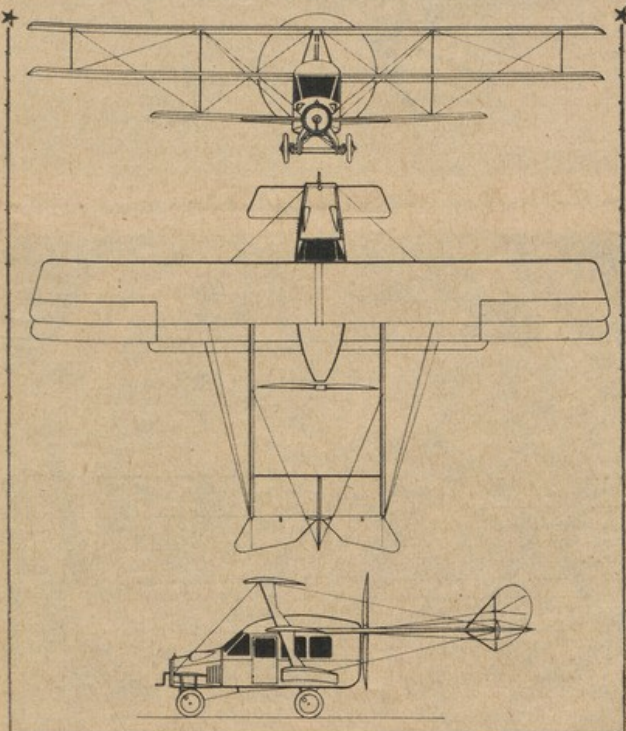
BELGIQUE : 18 FRs
SUISSE : 2 FRs

100 FRs

NUMÉRO 254
1^{er} JUILLET 1958

La galerie des monstres

LE CURTISS "AUTOPLANE"



NON, monsieur Groutchoux (Gripport, Meurthe-et-Moselle), cet appareil n'est pas un convertible « air-route » ! Votre lettre est déjà lointaine, mais il n'est jamais trop tard... Écoutez donc l'histoire de ce gentil monstre...

En 1916, la firme américaine Curtiss, installée à Buffalo, réalisa un appareil militaire type S qui avait la particularité d'être un « biplan sans tendeurs », aucun hauban ni fil d'acier ne venant rendre indéformable une cellule qui l'était de façon interne. Les deux ailes étaient reliées par le fameux mât en K, mât unique portant, à ses deux extrémités, des poinçons obliques augmentant la portée d'attache qui se faisait ainsi en deux points. En France, Louis Breguet se fera le champion d'un tel haubannage avec ses appareils Br-19. Le biplan sans tendeurs Curtiss vola correctement et atteignit 195 km/h à ses premiers essais, piloté par Victor Carlstrom, qui devait se tuer d'ailleurs peu après. Ensuite, partant de son biplan, Curtiss construisit un triplan qui avait le même système de haubannage. Ce biplace de reconnais-

sance donna également satisfaction mais ne fut pas construit en série.

C'est, enfin, de ce triplan que derivait directement le type « Autoplane » qui nous occupe aujourd'hui. Avec l'« Autoplane », le constructeur de Buffalo ne cherchait pas à réaliser un ensemble auto-avion mais visait à procurer à ses usagers le confort et le luxe des dernières voitures automobiles de l'époque. Pour cela, il pensa à monter la voilure de son triplan sur une carrosserie de « berline » grand luxe de l'époque. Bien sûr, fuselage-voiture et cellule d' avion étaient traités indépendamment l'un de l'autre, mais le démontage, toujours possible, demandait beaucoup de temps et de soins, si bien qu'il ne fallait pas y songer.

L'appareil fut une des sensations de l'Exposition pan-américaine tenue pendant la première guerre mondiale, mais cette forte impression resta pratiquement sans lendemain. Voyons donc comment se présentait cet « Autoplane ».

Le court fuselage était une véritable voiture automobile profilée au maximum et pouvant recevoir un pilote seul à l'avant et deux passa-

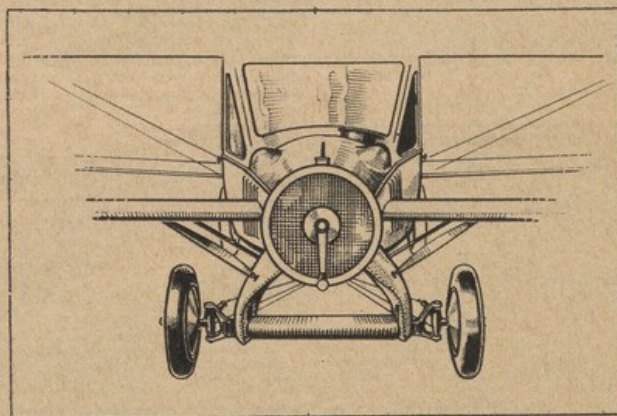
gers arrière. Tout ce monde accédait à l'appareil par deux portes latérales, deux portes de voiture authentiques, à raison d'une de chaque côté. Comme dans une voiture, le moteur était à l'avant, sous capot comportant les habituelles fentes de refroidissement et le radiateur avant qui était, cependant, annulaire. Au beau milieu de ce radiateur, surgissait une manivelle de départ « à la main », et le bouchon de radiateur était à sa place, en haut de l'ensemble. Les notices d'époque ne nous disent cependant pas si ce bouchon était orné d'un quelconque motif décoratif ainsi qu'il était d'usage... Tout cet ensemble reposait sur un train à quatre roues. Le train avant, porté par deux jambes en bois, consistait en un véritable essieu automobile tenant les deux roues orientables commandées par câbles depuis le palonnier. Si bien que lorsque le pilote « mettait du pied » en l'air, les roues avant pivotaient en même temps que la direction. Au-dessus des roues avant, on trouvait un petit plan fixe rectangulaire qui faisait ressembler l'appareil, en vol, à un Wright ou Farman de quelque dix ans plus vieux... Enfin, à l'arrière de la cabine, et à sa partie supérieure, on trouvait une hélice quadripale en bois. Cette hélice était entraînée, depuis le moteur avant, par un arbre allant vers ce qui aurait dû être le pont arrière de la voiture et qui était, en fait, un pignon terminal sur lequel une chaîne engrenait pour transmettre le mouvement au pignon supérieur solidaire de l'arbre porte-hélice. Le moteur Curtiss à huit cylindres et développant 100 ch à 1.600 tours/minute entraînait ainsi à 1.100 tours/minute seulement l'hélice de 2,65 m. de diamètre et d'un pas de 1,67 m. La démultiplication était produite par la différence de diamètre des deux pignons arrière tenant la chaîne. Le combustible était logé dans un réservoir unique constituant le toit de la cabine. Cette cabine qui, soit dit en passant, offrait une largeur de 1,10 m. intérieure et était construite en aluminium avec fenêtres en émaille.

la profondeur. Puisque nous en sommes aux commandes de vol, parlons donc de la cellule.

Cette cellule triplane était celle du biplace de reconnaissance dont nous avons parlé. Si les deux ailes supérieures étaient égales, avec une envergure de 13,25 m., l'élément inférieur n'offrait que 7,20 m., mais il était le seul à être doté d'un léger dièdre. Tous ces plans avaient la même profondeur — 1,23 m. — et étaient également espacés en hauteur — 1 m. — cependant qu'ils étaient encore décalés de 0,28 m. Un mât double en K solidarisaient les trois ailes puis, au-delà, un autre mât maintenait les deux ailes supérieures de plus grande envergure. Un abondant croisillonage transversal en haubans d'acier maintenait l'indéformabilité de cette cellule qui était encore tenue en trainée par deux câbles issus de l'aile haute et venant se fixer de part et d'autre du capot-moteur. Une petite cabane surmontant la « voiture » maintenait le plan supérieur, les deux autres éléments étant directement attachés à l'arrière de la berline. L'empennage parfaitement cruciforme comprenait un plan fixe rectangulaire suivi de deux demi-gouvernes de profondeur et portant en son milieu une dérive triangulaire sur laquelle s'articulait une gouverne de direction. Tout cet ensemble était porté par deux mâts fixés à l'aile médiane et maintenu en place par un ensemble de haubans venant se fixer sur les deux ailes supérieure et inférieure, au droit des mâts en K d'entreplan.

La présence de cet empennage portait la longueur de l'« Autoplane » à 8,30 m.

On n'entend plus parler, bientôt, de cet avion. Il est vrai que Curtiss ne produisit pas moins de quatorze types nouveaux d'avions au cours de l'année 1917 et que beaucoup retinrent l'attention avec plus de raison... L'« Autoplane » emportait une charge de 320 kilos, essence et huile comprises. Sa vitesse maximum atteignait 105 km/h. Comme il se posait à 73 km/h, il n'y avait guère qu'une trentaine de kilomè-

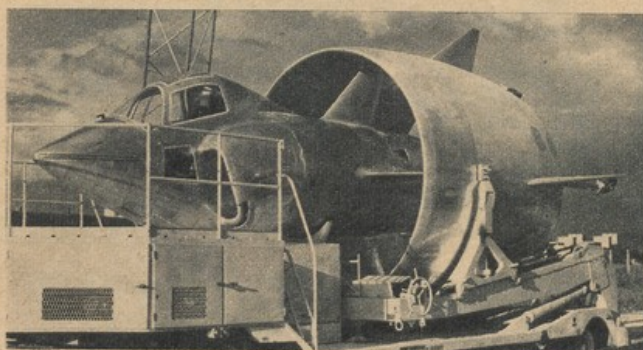


Remarquer la manivelle de lancement du moteur, le train avant conçu comme celui d'une automobile ainsi que la commande de direction par câble.

Enfin, comme il n'était pas question de choquer le pilote que l'on souhaitait également conducteur d'automobile, le manche à balai était remplacé par un volant DEP actionnant à la fois les ailerons et

tres-heure parmi lesquels le pilote devait choisir son régime de vol et il faut bien avouer que cela n'était vraiment pas beaucoup...

J. GAMBU.



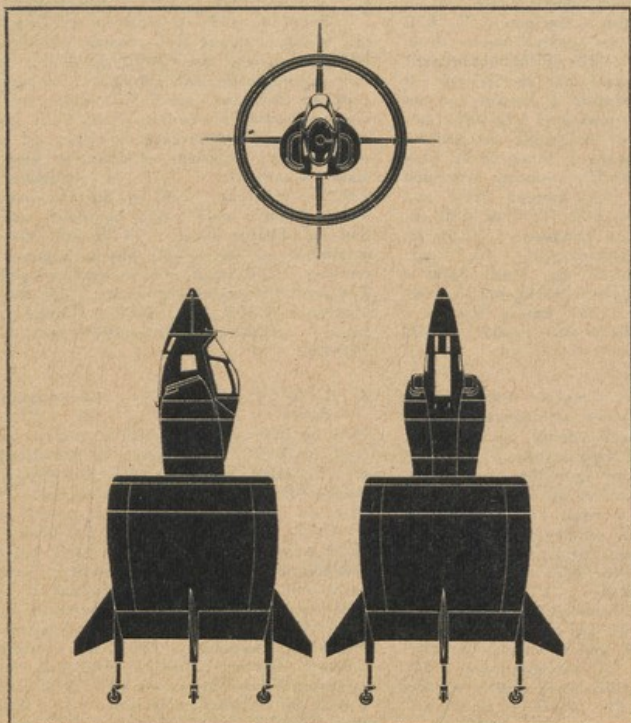
SNECMA C-450 « COLEOPTERE »
Monoréacteur expérimental (France)

LES photos que nous publions dans la rubrique « Techniques nouvelles » montrent le dernier aspect du développement poursuivi depuis 1952 par la SNECMA sur le problème du décollage et de l'atterrissage verticaux. Les travaux consistent à répéter-le, à mettre au point un ensemble réacteur capable de fonctionner verticalement et, de plus, doté de ses gouvernes propres, en modifiant divers types de réacteurs, dont le modèle DV (vertical) de 2.900 kg-p et EV de 3.700 kg-p.

Et il n'est pas impossible que l'actuel « Coléoptère » soit équipé d'un groupe 8 V qui donnerait une poussée de loin supérieure à quatre tonnes.

La SNECMA a, de plus, réalisé elle-même un appareil complet doté de l'aile annulaire Von Zborowski, dont elle a acquis la licence. Nous ne savons absolument rien sur le nouveau « Coléoptère », mais l'examen des photos publiées permet quelques réflexions. Disposant, par définition, d'une poussée supérieure à son poids, le C-450 — dont les premiers essais doivent commencer dans les semaines qui suivent — devrait donc être largement supersonique en vol horizontal. Comme ce cas de vol est bien sûr envisagé, à plus ou moins brève échéance, il reste à savoir si la configuration de l'appareil permet d'atteindre ses très hautes vitesses possibles mathématiquement. Les lèvres relativement épaisses des entrées d'air latérales du réacteur semblent interdire, du moins pour le moment, des mach importants. Des lèvres minces gêneraient certainement l'alimentation de ce réacteur à basse vitesse et l'avion est fait pour voler, debout, à vitesse nulle... Par contre, le bord d'attaque de l'aile annulaire, que l'on peut considérer comme une grande entrée d'air Pitot avec olive centrale, est très mince et les gouvernes extérieures, gouvernes aérodynamiques, sont monobloc, deux choses qui se prêtent aux vitesses hyper-soniques. Nous pensons que, pour l'instant, les techniciens de la SNECMA ont d'abord songé à résoudre les problèmes de l'envol et du retour au sol, tout en préparant les possibilités de vol ultra-rapide. Rien que le programme d'essais justifierait ce compromis prudent...

Caractéristiques, performances. — Non divulguées.



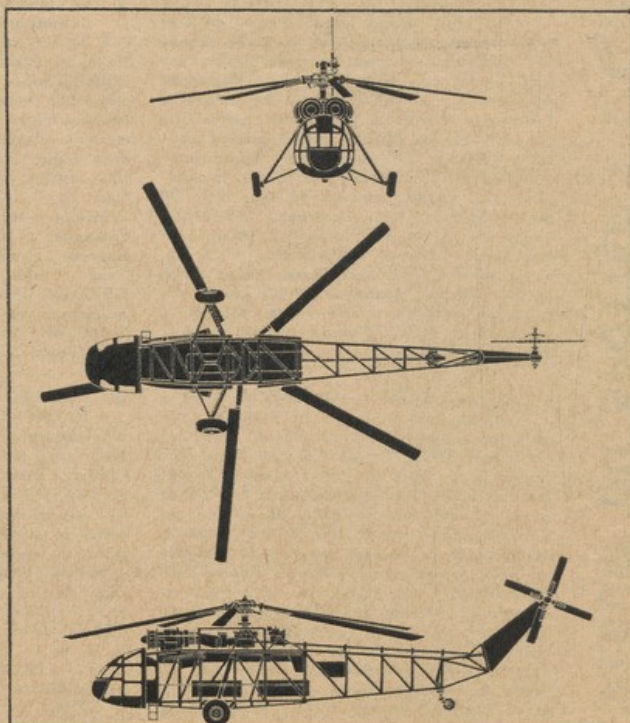
WESTLAND « WESTMINSTER »
Hélicoptère de charge (G.-B.)

LE 16 juin 1958, le nouvel appareil produit par la Westland Aircraft Ltd a effectué un premier vol d'une heure quatre minutes, aux mains du chef pilote « Slim » Sear et du copilote Leo Devigne, assistés de l'ingénieur d'essais en vol Gerry Smallridge. Durant ce vol, le « Westminster » effectuait toutes les manœuvres habituelles avec complète satisfaction. Cet appareil est le plus gros hélicoptère jamais réalisé en Grande-Bretagne sur la seule initiative d'un constructeur. Dans cette « private venture », la firme Napier and Son Ltd apporta sa participation en développant des turbines spéciales « Eland » à entraînement arrière, ces turbines étant normalement étudiées pour attaquer une hélice avant. Alors que les deux compagnies avaient prévu une longue période d'essais au sol pour mettre au point le système d'entraînement du rotor par deux turbines installées côte à côte, cette mise au point ne demanda, en fait, qu'une douzaine de jours, ce qui est tout à l'honneur des techniciens des deux firmes. Actuellement, le « Westminster » se présente comme une grue volante et sa version commerciale est seulement prévue, mais non encore en voie de réalisation. Cette version de transport devra pouvoir emporter de 39 à 46 passagers, dans un fuselage monocoque métallique. Pour l'instant ce fuselage est une poutre en treillis de tubes d'acier terminée à l'avant par une cabine fermée recevant l'équipage et, à l'arrière, par la poutre caisson portant le rotor anticouple. Ce rotor de queue, comme le rotor principal à cinq éléments, sont analogues à ceux du Sikorski S-56 bimoteur, le constructeur américain étant d'ailleurs à l'origine de l'étude de ces éléments du « Westminster ».

Moteurs. — Deux turbopropulseurs Napier « Eland » 229.

Caractéristiques. — Diamètre du rotor principal : 21,95 m. Longueur du fuselage : 21,34 m. Longueur hors-tout : 26,45 m. Poids total : 14 t.

Performances. — Vitesse de croisière : 241 km-h. Vitesse ascensionnelle estimée : 10 m-sec. Autonomie : 640 km.



TECHNIQUES NOUVELLES ★ TECHNIQUES NOUVELLES ★ TECHNIQUES NOUVELLES ★

FRANCE

GAMD « ETENDARD » IV M.
Sous la conduite du pilote J.-M. Saget, la mise au point du prototype de l'« Etendard » IV M se poursuit avec succès. Les premiers vols ont tout d'abord permis de vérifier le comportement de l' avion aux basses vitesses, facteur important de son utilisation future. Ensuite, l'examen des hautes vitesses a permis d'obtenir des satisfactions analogues. L'appareil a posé le mur de son des vols initiaux.

POTETZ AIR-FOUGA - FONDATION. — Depuis octobre 1956, la société Air-Fouga exploitait, comme mandataire, le département aéronautique de la firme Fouga et

Cie. A la date du 16 mai 1958, ce mandat a pris fin et la société Air-Fouga a acquis en toute liberté la gestion définitive du département en cause avec l'appui de la société Potetz. La nouvelle entreprise porte désormais la raison sociale de « Potetz Air-Fouga » et continue, avec la même équipe parfaitement qualifiée, le développement des « Magister » et dérivés. La construction de la version marine « Equif » se poursuit normalement et des études nouvelles sont actuellement en cours. Bonne chance à Potetz Air-Fouga !

SUD AVIATION SE-216 « VOL-TIGRIS ». — Depuis son premier vol, effectué avec succès par le pilote Roger Carpentier assisté du mécanicien navigant Marcel Hochet, le « Voltigreur », actuellement équi-

pé de moteurs Wright « Cyclone » de 800 ch dans l'attente des turbo-propulseurs définitifs Turboméca « Bastan » de 650/700 ch, poursuit ses vols d'essai à Istres. Rappelons que le premier décollage eut lieu à Marignane où fut réalisé l'appareil sous la direction technique de M. Potiez ingénieur en chef de cette usine.

SCINTEX - HELICES. — La société Scintex vient de traiter un marché avec l'Etat yougoslave, un marché portant sur la livraison de 200 hélices à pas variable automatique. Ces hélices, dérivées du type 300 homologué sur « Norévin », sont destinées à équiper l'avion de liaison et d'observation DM-6R « Kurier » muni d'un moteur Walter M6R de 180 ch. D'un grand diamètre, ces propulseurs tournent à mi-vitesse du moteur. Avec cette hélice, le « Kurier » décolle en 40 mètres, monte à 5 m/sec au départ et atteint 190 km/h à pleine gaz.

HOLLANDE

NHI H-3 « KOLIBRI ». — La firme hollandaise NHI vient de procéder à des essais au sol de son hélicoptère à réaction H-3 « Kolibri ». Au cours de ces essais, mille heures de vol ont été simulées au cours de 4.000 tests comportant la restitution des efforts et charges encourus pendant un quart d'heure de vol fictif comprenant décollage, montée, vol de croisière, descente et atterrissage. Ces essais n'ont jamais été stoppés par une rupture mécanique quelconque. Au cours de ce cycle, les démontages et essais effectués par les normes n'ont révélé aucune défaillance des éléments mécaniques ni des statoréacteurs.

ANGLETERRE

BRISTOL « OLYMPUS ». — Le réacteur Bristol « Olympus » Mk. 201 (B. C1 7) a récemment passé avec succès les épreuves d'un essai officiel à la poussée de 7.710 kgp. De ce fait, il devient le premier réacteur de cette puissance et ayant un rapport poids/poussée aussi faible ayant satisfait un essai de ce genre. Rappelons que le Bristol « Olympus » Mk.201 doit équiper les quadiréacteurs Avro « Vulcan » Mk.II en cours de production pour le compte du Strategic Command de la Royal Air Force.

HUNTING AIRCRAFT H - 107. La firme Hunting Aircraft annonce son projet de transport moyen à réaction capable de transporter 48 passagers sur des étapes de 1.300 km avec réserves d'usage. Le nouvel appareil recevra deux réacteurs Bristol « Orpheus » et affichera un poids au décollage de près de 19 tonnes, avec une charge utile de l'ordre de 234 kg/m² seulement. On attend une vitesse de croisière de 740 km/h. Suivant la tendance mondiale, le H-107 sera un « satellite » de notre « Caravelle » et se présentera avec deux réacteurs plaqués contre le fuselage, en dessous du stabilisateur placé à mi-hauteur de la dérive. Bien en-

tendu, toutes les surfaces, qu'elles soient portantes ou stabilisatrices, seront en flèche de l'ordre de 20° mesurés à 25 % des cordes.

U. S. A.

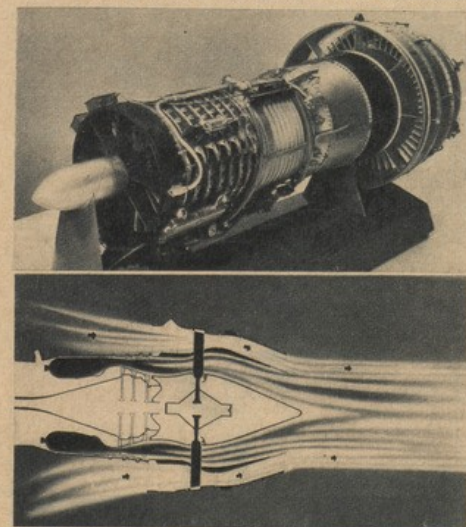
GENERAL ELECTRIC CJ-805-21 « TURBO FAN ». — Le succès du réacteur à double flux Rolls-Royce « Conquest » n'a pas été sans provoquer des réactions de la part des concurrents américains. Pour sa part, la General Electric vient de procéder au développement d'une version spéciale de son réacteur J-79 et de sa version civile CJ-805-1. Ce réacteur est désigné « Aft Fan » parce que son dispositif spécial est placé à l'arrière du mobile du réacteur. En effet, en arrière de la turbine à trois étages du réacteur classique, on trouve un mobile entièrement indépendant du train compresseur-turbine principal. Ce mobile consiste en une turbine libre autour de laquelle on a monté un ventilateur tournant à l'extérieur du carter du réacteur. Bien entendu, ce ventilateur est entraîné extérieurement lui-même par un carter annulaire. De ce fait, le jet gazeux principal est littéralement entouré d'un anneau d'air frais qui vient absorber la plus grande partie du bruit d'échappement. Le turboréacteur G. E. CJ-805-21 possède un grand rapport de dilution. En effet, le ventilateur seul possède un débit de 114 kg/sec d'air avec un rapport de compression de 1,6/1, alors que ces chiffres sont, pour le réacteur seul, respectivement 82 kg/sec et 13/1. Une telle disposition serait idéale, comme rendement, pour des vitesses de l'ordre de Mach 0,80 à 0,95 et procurerait une diminution de consommation de 8 à 12 %. De son côté, la poussée est améliorée et passe de 5.000 kgp pour le J-79 à 4.760 kgp pour le CJ-805-1 à 6.804 kgp pour le « turbo-fan » CJ-805-21, ce qui est considérable.

PRATT AND WHITNEY JT-3D « TURBO-FAN ». — Partant de son réacteur JT-3C, Pratt and Whitney a également réalisé une version à « turbo-fan » de son groupe initial, mais il a disposé l'ensemble ventilateur à l'avant du compresseur basse pression. Les gains se traduisent par une réduction de 10 % sur la consommation et une amélioration de 30 % sur la poussée. Ainsi, le J-75 militaire fournit 6.800 kgp, son homologue civil JT-3C4, 5.670 kgp et la version à « turbo-fan » JT-3D, 7.257 kgp, soit près d'une demi-tonne de plus que la variante originale militaire. Quant à la consommation, elle passe de 800 et 810 gr à 700 gr/kgp-h. Ceci au prix d'une augmentation de poids n'excédant pas 200 kg.

PRATT AND WHITNEY JT-12. Pratt and Whitney vient de produire un turboréacteur de faible poussée désigné JT-12. Ce groupe fournirait 1.315 kgp pour un poids à sec de 195 kg, rapport qui le placerait fort honorablement. Son mobile reposerait sur deux roulements seulement. Outre son emploi militaire sur les divers avions-cibles américains, le JT-12 serait prévu pour animer les futurs appareils civils à faible capacité et hautes performances.

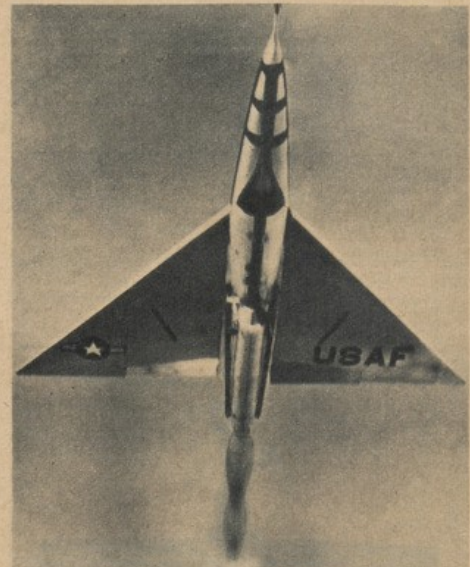
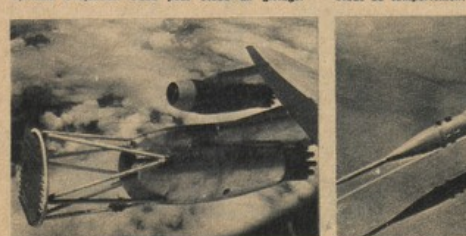


1^{er} atterrissage du GAMM « Etendard » IV M à réacteur SNECMA « Atar » B. On remarque le système hypersustentateur comprenant bores avant et volets à fente arrière.



1^{re} photo et schéma de la partie « turbo-fan » du nouveau turboréacteur General Electric CJ-805-21. Le jet gazeux est entouré d'une nappe annulaire d'air frais.

Le réacteur 3 du prototype Boeing 707, doté d'un système d'injection d'eau pour étude du givrage.

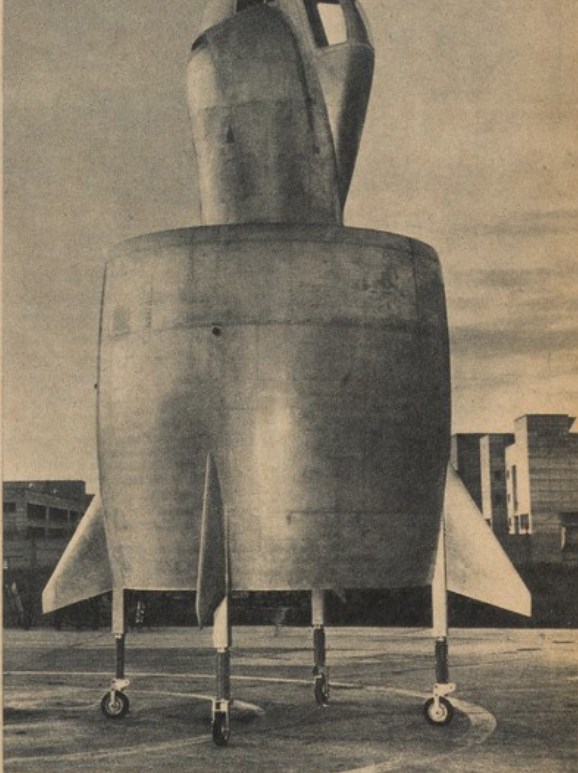


1^{er} lancement de l'engin de diversion Fairchild SM-73 « Goose » destiné à troubler les détecteurs ennemis lors de lancements simultanés d'engins balistiques offensifs.

Dernière version du Lockheed X-7 expérimental pour étude du comportement des stato-réacteurs coniques.

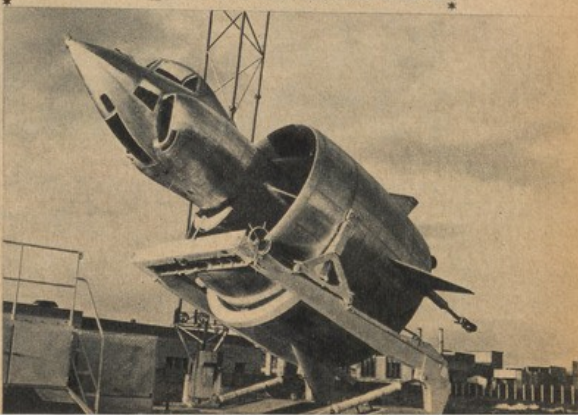


Lockheed a reçu un contrat de 7,5 millions de dollars pour le développement de son engin « Kingfisher ».



LE « COLÉOPTÈRE » EST PRÊT À VOLER

Dernière version des « Atar volant », le « Coléoptère » est prêt à entreprendre ses essais en vol. Il s'agit maintenant d'un véritable avion à aile annulaire. Le SNECMA donne ainsi l'exemple particulier d'emploi de ses réacteurs spéciaux. D'autres solutions sont à la disposition des aviateurs puisqu'ils peuvent, à l'intérieur d'un poids total donné, réaliser toute cellule de leur cru.



A LA CONQUÊTE DE L'ESPACE

PENNEMÜNDE, site sauvage, perdu et caché aux regards par la grande forêt solitaire qui borde la baie de Stettin, nid de ces oiseaux de l'enfer qui devaient y prendre leur vol, avait déjà donné naissance aux V1 et aux V2.

Démoniaques conceptions humaines d'engins portant la mort à travers la stratosphère, ce furent pourtant les précurseurs de l'astronautique future. Wernher von Braun, père de l'A-4 nommée V2, dont 12.000 produites en séries furent stockées dans ces cavernes du Hartz d'où elles avaient vu le jour, n'avait jamais renoncé à son grand rêve de l'espace.

En 1944, après le débarquement allié et les dernières V2 lancées sur Londres, Anvers, Liège... de grands projets étaient en cours. L'A-9, munie de courtes ailes devait par un vol plané, porter la distance des V2 à près de 500 km. L'A-10, encore en cours d'étude, prévoyant un pilote à bord et composée avec l'A-9, devait permettre un trajet de près de 6.000 km.

Parmi les grands ingénieurs réunis par l'œuvre de guerre au centre de Pennemünde et dont les recherches grandioses anticipaient sur le futur, se trouvait Eugen Saenger.

Lors de l'avance des Russes qui détruisirent la grande base en mars 1945, un projet secret de Saenger fut saisi par l'armée rouge. Mais Saenger s'était enfui et, réfugié à Paris, il est maintenant en Allemagne où il poursuit ses travaux sur les fusées à propulsion photonique.

Déjà bien avant la guerre, il étudiait le projet d'un engin piloté, à petites ailes, propulsé par réaction d'alcool et eau oxygénée.

Dès l'instant que les poussées semblaient permettre d'atteindre les vitesses et l'altitude de l'avion exosphérique, il semble que le projet de Saenger ait été le premier de ceux qui aient vu la solution des problèmes des avions spatiaux pilotés devant le « mur de chaleur » du retour dans l'atmosphère.

Saenger l'avait résolu par des ricochets successifs sur les hautes couches atmosphériques.

Lancé sur rampe de départ par des fusées auxiliaires, son engin devait monter sur sa poussée à 140 km et poursuivre sur sa lancée jusqu'à 200 km. Un piqué à cette altitude, où l'air est très raréfié, l'amenait jusqu'à la vitesse où une ressource lui permettait de remonter à 160 km sans avoir atteint la limite de résistance à la chaleur.

En procédant ainsi par bonds et par planés successifs, il comptait atteindre New York avec 6 tonnes de bombes à une hauteur suffisante pour qu'un long plané final lui permit un parcours total de près de 20.000 km, soit la moitié du tour du monde. En partant d'une base avancée, de Bretagne ou d'Amsterdam, la distance possible prévue de 8.000 km aurait permis de porter la bombe atomique (déjà en perspective en Allemagne) sur presque toute la profondeur du territoire américain de New York à San Francisco. Mais à l'époque où une accélération de 5 G semblait un maximum admis, on ignorait si un pilote supporterait quatre fois plus au moment où les manœuvres exigeraient qu'il eût toute sa lucidité et sa précision, ainsi que les températures et les radiations inconnues sans compter tous les problèmes restant encore à résoudre pour la réalisation.

Cependant, pour sa valeur, ce document est une date. S'il semble toutefois difficile de savoir quelle fut sa part dans les réalisations actuelles, il révèle que les Russes ne manquèrent pas d'éléments dans la poursuite de ces recherches.

Du côté américain, la question ne s'est pas posée, et nous savons, depuis von Braun et le colonel Dornberger, l'ancien chef de Pennemünde qui l'a suivi en Amérique, la part qu'ils y ont apportée.

Mais comme tous ces précurseurs qui poursuivaient la conquête que seule la fusée peut atteindre, ils la regardent d'abord comme la clé de l'évasion et l'évolution progressive vers l'engin spatial piloté.

Depuis les temps héroïques où Robert Esnault-Pelterie en France, déjà pionnier de l'aviation, jetait les bases mathématiques des problèmes de l'astronautique, deux domaines aussi distincts que l'avaient été jusqu'ici l'avion et la fusée, se rejoignent enfin et donnent naissance aujourd'hui à l'engin piloté qui va conduire l'homme dans l'espace.

Du Bell X-1 au North American X-15

Lorsqu'en juin 1948, la nouvelle fut officielle qu'un avion, le premier au monde, avait franchi le mur du son en vol horizontal, elle ne faisait que confirmer un exploit datant de huit mois. Elle n'apprenait pas grand-chose. Car si l'avion restait secret, cette annonce sensationnelle avait été précédée de rumeurs qui circulaient, dont la presse s'était fait l'écho mais qui ne faisaient qu'accroître la curiosité publique.

Il s'agissait du Bell X-1, le premier avion-fusée sur lequel le capitaine Charles Yeager avait atteint la vitesse extraordinaire de 1.630 km dans le silence du grand désert californien de Mojave en octobre 1947. Et l'état-major ordonnait de conserver le « top secret » sur ce premier « bang » mondial que personne n'avait entendu.

Voici déjà plus de six ans, en 1952, le National Advisory Committee for Aeronautics, le célèbre N.A.C.A., poursuivait l'étude de ces problèmes qui, après deux ans d'efforts, aboutirent au contrat passé à la North American Aviation pour construire le Bell X-2.

Celui qu'on nommait l'« Intrepide », le capitaine Ivan Kincheloe junior qui comptait à son actif dix « Mig » abattus en Corée et devait trouver la mort le 26 juillet dernier, en cours d'essais, d'un chasseur à réaction. Lockheed F-104 « Starfighter » pulvérisait les records de vitesse et d'altitude en montant le X-2 à plus de 40.000 m. et atteignant la vitesse de 3.300 km-h en septembre 1956.

Les X-1 et X-2 ont commencé la série de ces engins qui, en fait, n'appartiennent plus à l'aviation, mais ont franchi la frontière où, à partir de l'exosphère, commence la navigation dans le vide relatif domaine de l'astronautique.

Comme les fusées qu'ils rejoignent, leur première mission est l'étude des problèmes de cet espace, auxquels s'ajoutent pour les X, ceux des conditions de vol contrôlées par un pilote, les réactions de l'appareil et les facteurs biologiques du comportement de l'homme à ces hautes altitudes, températures et rayonnements ainsi qu'aux accélérations provoquées par les poussées, par l'arrêt de l'éjection, l'absence de pesanteur et les forces engendrées à ces vitesses élevées du fait des évolutions qu'il peut avoir à supporter.

Le « Dyna Soar »

Nous avons vu avec les X, dont le dernier-né, l'X-15, ouvre d'immenses perspectives vers la conquête de l'espace aux lisières de l'astronautique, apparaître la méthode qui, devant le « mur de chaleur » consistera à ricocher sur les hautes couches atmosphériques, tant pour y prolonger le vol que pour ralentir la vitesse et permettre de redescendre.

En fait, on peut considérer, pour délimiter les domaines, que l'aviation est dans l'air ce que sont les poissons dans l'eau.

Bien que la surface de la mer ne soit que de loin comparable à celle de l'atmosphère terrestre qui, comme tout gaz en expansion, diffuse à grande hauteur et ne présente pas la « surface » sur laquelle on peut « glisser » — à l'échelle de l'univers où pénétreront bientôt les prochaines fusées spatiales — cette comparaison toute simple reste cependant acceptable.

Pendant que se poursuivent tant en Amérique qu'en Russie les projets de l'homme de l'espace enfermé dans la « capsule d'évasion » du dernier étage d'une fusée d'où il se fera éjecter pour redescendre en parachute, le X-15, le premier « glisseur » sera ce qu'est un « hors-bord » par rapport à un sous-marin et se servira encore de la surface de l'élément qu'il se dispose à quitter.

Malgré ses possibilités et même s'il permet déjà d'entrevoir qu'il dépassera les prévisions de son programme, l'X-15 n'est pourtant en effet qu'un engin expérimental destiné à la transition entre les avions de vitesse et cette nouvelle « aviation » promise à l'ère de l'espace.

Le docteur Walter Dornberger qui consacre ses travaux à la Bell Aircraft Co avait conçu un bombardier emmenant un équipage et poursuivant dans les hauteurs un vol plané autour du monde tenant ainsi à sa merci toute l'étendue du globe.

La North American Aviation s'était vu confier l'étude d'immenses bombardiers hypersoniques spatiaux capables d'atteindre d'effrayantes vitesses.

Elle poursuit depuis quelques mois un projet plus évolué dans le sens des acquisitions apportées par le X-15 : le « Dyna Soar ».

Selon « Aviation Week », il semble que ce vaste projet ait fait l'objet d'une véritable compétition entre les plus grands constructeurs qui, chacun pour la part où il s'est spécialisé, seront chargés de son étude puis de sa réalisation. Glen L. Martin et Boeing sont les premiers intéressés. La Bell Aircraft Corp. aura un rôle déterminant grâce à l'apport des connaissances qu'elle a acquises des X, et a rallié les concours des ingénieurs et techniciens spécialisés pour le projet du « Dyna Soar ».

Bombardier planeur spatial et intercontinental, lancé jusqu'à 85 km par l'appoint de fusées multiples qui s'ajouteront à ses moteurs et pouvant atteindre l'altitude de 270 km, sa vitesse de 27.000 km-h, c'est-à-dire plus de trois fois celle escomptée pour l'X-15 et qui se rapproche de celle d'un satellite terrestre lui permettra de « glisser » plusieurs fois autour de la terre. C'est dire que la force centrifuge s'ajoute à cette sustentation. Mais, comme elle ne crée pas de traînée, cette vitesse proche de celle du satellite, permet à l'engin dans le vide de prolonger son parcours.

Bien qu'il paraisse prématuré de pouvoir encore préciser durant les périodes d'études et de réalisation ni d'escompter ce que sera un projet de cette envergure, — plus secret encore que les X puisqu'il s'agit d'un bombardier — les vagues formes publiées de ce grand vaisseau fantôme rappellent les flèches en papier que nous envoyions en classe sans nous douter de leur valeur d'anticipation future...

Les missions du « Dyna Soar », outre la reconnaissance stratégique, d'exploration et d'étude des limites de l'atmosphère, doivent lui donner une grande part dans la connaissance du monde où l'homme s'approprie à pénétrer (1). Il apparaît pour l'instant comme le nom encore symbolique d'une diversité de projets dont aucun n'est définitif mais dont le problème posé définit la solution.

Maurice LARTIGUE.

(1) D'après « Aviation Week ».



Dernier obstacle avant les espaces, le mur de la chaleur fut exploré pour la 1^{re} fois par le Bell X-2 expérimental.

Premier véhicule spatial piloté

NORTH AMERICAN X-15

Un homme dans un avion... Un homme dans un obus... Le même homme dans un avion-obus. Un avion devenant obus, après avoir porté son propre canon, puis redevenant avion finalement. Un homme devant cabrer l'avion, puis orienter l'obus et, encore, ramener l'avion au sol. Un homme à la fois, et dans un laps de temps d'une vingtaine de minutes, pilote d'avion-fusée, charge utile d'un missile, pilote de planeur... Voilà ce que sont, en résumé, le X-15 et son occupant.

Réalisé par la division de Los-Angeles de la firme North American, pour le compte de l'US Air Force, de l'US Navy et du NACA, le X-15 est maintenant prêt à voler. Soulignons tout de suite que le NACA, National Advisory Committee for Aeronautics, est devenu, entre l'étude et la sortie du X-15, le NASA, National Aeronautics and Space Administration. Ici, le terme « Space » prend toute son importance.

Sa venue étant présidée par tant d'organismes, chaque organisme a délégué au moins un pilote pour l'investigation des performances du X-15. Tout d'abord le constructeur a confié ce soin à Scott Crossfield qui fera les premiers vols au titre de North American et ne tirera pas le maximum

par Jacques GAMBU et Jean PERARD

de la machine, puis Joseph A. Walker qui officiera au nom du NACA-NASA, puis le capitain Robert White qui représentera l'USAF et remplacera le malheureux Ivan C. Kincheloe, mort à bord d'un avion classique et, enfin d'autres pilotes de la Navy. Tous sont passés ou passeront au laboratoire que l'US Navy a installé à Johnsonville. Là, des tests simulent les conditions de vol de l'engin-avion. Ces essais ont montré qu'un homme pouvait quitter l'atmosphère terrestre et y revenir, moyennant quelques précautions. De plus, cet homme doit être capable de s'adapter à toutes sortes de situations et sa préparation aux vols presque spatiaux doit être tout autant physique que psychologique.

C'est en 1952 que le NACA entreprit des recherches sur le vol à très hautes altitudes et à très grandes vitesses. Ces recherches ne séparèrent jamais l'homme de la machine, celui-ci devant toujours accompagner et surveiller celle-là. Que les augures de notre pays méditent sur ce fait de la plus haute importance et en viennent à regretter que l'on prononce aujourd'hui des noms de pilotes américains, alors que des noms bien de chez nous auraient pu être promis aux mêmes destinées et aux mêmes gloires.

Reprenons notre calendrier. Le 9 juillet 1954, une première conférence, une sorte de table ronde technique, réunit les experts du NACA, de l'USAF et de l'US Navy et aboutit à des précisions telles que le projet put être désigné X-15. En décembre 1954, le cahier des charges pouvait être diffusé et une compétition était ainsi ouverte auprès des constructeurs. Un an plus tard, en décembre 1955, les vainqueurs étaient connus : North American pour la cellule et Reaction Motors pour le propulseur. Trois X-15 furent ainsi commandés avec le programme suivant : premier vol largué pour février 1959, les trois avions terminés et au terrain avant la fin de l'année.

Lorsque, le 15 octobre 1958, ainsi que nous l'avons relaté, le prototype du X-15 fut présenté à la presse américaine, les délais contractuels étaient respectés et la somme de 120 millions de dollars affectée au projet gaillardement écorchée.

Ne parlons pas de l'avion tout de suite. Signalons tout d'abord que son étude et sa fabrication ont été surtout un problème de matériaux. C'est pourquoi le plus clair des techniques de formage et d'emploi des nombreux alliages nouveaux ont été explorées par la division « Missiles » de la North American Aviation à travers le développement de l'engin ICBM « Navaho », cependant que la division de Los Angeles de la compagnie exploitait à fond l'expérience qu'elle avait acquise dans la mise au point des F-86 « Sabre » et surtout F-100 « Super Sabre ». Elle alla même jusqu'à conduire des essais spéciaux avec ces avions, accordant plus d'attention que de coutume aux parties arrière du fuselage, soumises aux chaleurs du réacteur et de sa tuyère et montant dans ses régions de l'avion des équipements aux fins d'examen de leur comportement. Qu'il s'agisse de chaleur interne, aux alentours d'une tuyère, ou de chaleur tout autour d'un avion venant se frotter à l'air, le problème présentait des analogies.

Mais la construction du X-15 ne pouvait présenter plus rien de commun avec celle des « Sabre » et « Super Sabre ». Déjà, les essais du North American F-107 volant à Mach 2 avait ouvert les yeux. Il fallait des techniques nouvelles de construction. Elles furent trouvées, qui consistèrent en plusieurs choses : soudure électrique en atmosphère d'argon, qu'elle soit à l'arc, par fusion avec baguette de soudure identique rigoureusement aux métaux à intimer, ou par résistance, non par points mais continue, les

électrodes devenant des molettes ; fraisage chimique des panneaux au lieu du fraisage mécanique, des bains d'acide remplaçant les fraiseuses ; une protection de l'avion contre la chaleur telle que celui-ci est littéralement « doublé Inconel », ce qui revient plus cher que le « doublé or ». Et, aussi, un soin particulier à chaque étape de la construction, ainsi qu'on le verra plus loin.

Ça va chauffer !

Comme tous les avions expérimentaux « X », le X-15 sera largué en vol à partir d'un autre avion. Deux bombardiers Boeing B-52 ont été spécialement transformés dans ce but, l'un par North American et l'autre par Boeing. Le X-15 étant expérimental, il emportera quelque 600 kg d'instruments enregistreurs et d'équipements spéciaux venant collecter les renseignements puisés en vol sur une centaine de prises de pression et 600 prises de température réparties un peu partout autour et à l'intérieur de l'appareil.

Bien sûr, les essais seront progressifs, mais, lorsque l'expérimentation aura suffisamment évolué, un vol-type du X-15 l'assimilera successivement à l'avion-fusée, à l'engin balistique et au planeur. Le tout avec une seule et même cellule et un seul et même pilote. Tout d'abord charge à combien utile d'un B-52, il sera porté à 12.000 mètres d'altitude, puis largué à une vitesse évidemment subsonique. Sitôt libre, le X-15 procédera à l'allumage de son moteur-fusée et atteindra vite des vitesses supersoniques, puis hypersoniques, le tout en montée. Pendant son vol hypersonique et avant l'extinction de sa fusée, l'avion sera placé sur son cap par le pilote. Lorsque la fusée s'éteindra, le X-15 sera devenu engin balistique : il aura atteint sa vitesse maximum en même temps qu'il n'aura plus aucune aide de l'air ambiant, cet air se faisant trop rare. Lancé sur une trajectoire tendue, il sera comme une pierre échappée d'une fronde gigantesque, ou comme un obus tiré d'un immense canon virtuel. Puis l'appareil perdra son énergie et retombera, inerte, vers la terre et son atmosphère de plus en plus dense. Inerte, il le sera si son pilote a perdu conscience et n'a pu veiller à conserver une bonne orientation du X-15 au moyen des commandes par jet. Ces petites fusées disposées à l'avant du fuselage et en bouts d'aile et dont la poussée ne sera utilisée que pour « gouverner » l'appareil dont les commandes classiques sont devenues inopérantes par suite de la raréfaction de l'air. Le météore redevenu avion essaiera alors de ne pas devenir avion-météore en brûlant par simple frottement de l'air. Son pilote fera une rentrée prudente dans les couches denses de notre atmosphère et, malgré ses précautions, il ne pourra éviter de voir sa pointe avant et ses ailes portées au rouge. Puis, il poursuivra sa décélération, passera d'hypersonique à supersonique, puis subsonique et rejoindra enfin le sol en planeur pur, en planeur beaucoup plus léger qu'au départ, vidé qu'il sera de près de dix tonnes de combustible et de comburant. Largué à la verticale de la base de Wendover, il se posera sur l'immense piste d'Edwards AFB, à 700 km de là.

inoxidable et un peu d'aluminium. Les soudures d'assemblage se font en présence du gaz argon, soit en atmosphère, soit soufflé. Dans tous les cas, ce gaz rare localise les points chauds et élimine tout risque de déformation des pièces. Chaque soudure intéressant l'Inconel X est contrôlée aux rayons X et reprise au besoin jusqu'à disparition complète de criques, porosité de surface et traces de tungstène. De plus, chaque fois qu'une tôle d'Inconel, de titane ou d'acier inoxydable est employée pour la fabrication, une éprouvette y est prélevée. Après examen initial de réception, cette éprouvette suit la tôle dont elle a été extraite, subit les mêmes traitements, les mêmes opérations de formage ou de soudure et est constamment vérifiée. Si une faiblesse ou un défaut quelconque apparaît à un des examens, la tôle correspondante est aussitôt rebutée, même si cette tôle est devenue une pièce finie, prête à être assemblée sur l'avion.

La voilure

D'une envergure de 6,70 m, la voilure est de forme en plan trapézoïdale à extrémités franches. Son dièdre est nul, il est impossible de définir son profil, mais celui-ci est de très faible épaisseur relative et présente un bord d'attaque aigu et un bord de fuite épaissi. Ce bord de fuite est uniquement et non en totalité, occupé par un simple volet de courbure sans fente, dont la structure repose sur deux peaux de revêtement et un conjonctif en nid d'abeille brasé. Ce volet n'occupe qu'une position, celle correspondant à la configuration atterrissage, et est même verrouillé dans cette position.

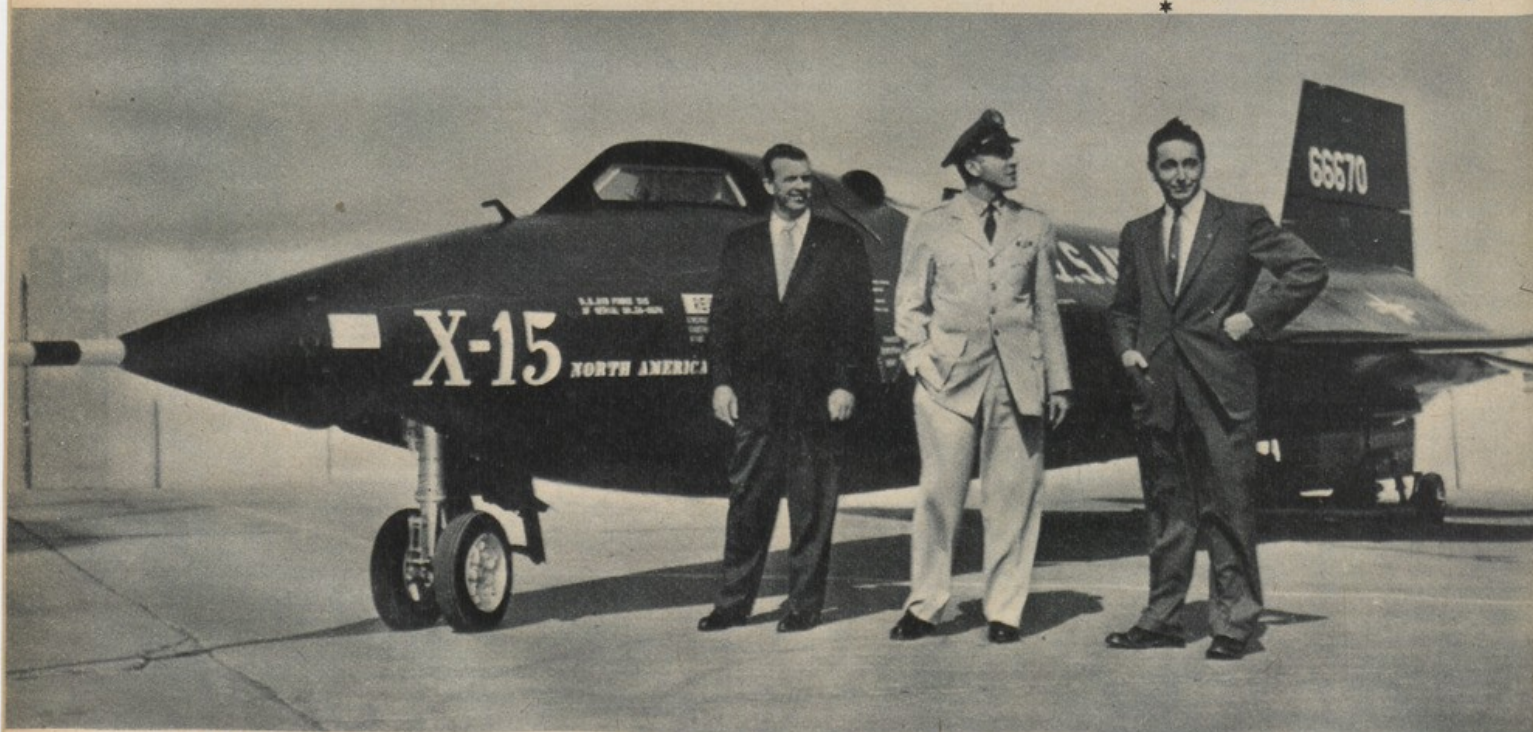
ques nervures et raidisseurs, lesquels sont rivés au revêtement par des rivets en alliage nickel-cuivre. L'attache de chaque demi-aile se fait selon cinq « ponts » en A dont le sommet correspond soit aux longerons, soit aux lisses principales, et dont les deux branches sont percées en bout d'alesages permettant la fixation, par boulonnage simple, aux ferrures correspondantes soudées sur le fuselage. La forme en A de ces attaches reproduit la section des bulbes latéraux de fuselage dans lesquels elles s'inscrivent avant d'atteindre le fuselage cylindrique. Soulignons que le fuselage est raidi, au droit des ferrures, par un nervurage venu de presse.

Mentionnons enfin que l'aile est munie de petites tuyères d'éjection du système de contrôle de roulis, alimenté par du peroxyde d'hydrogène, et assurant la conduite de l'appareil en atmosphère raréfiée où les gouvernes classiques aérodynamiques n'ont plus aucun effet.

Le fuselage

Le fuselage est surtout caractéristique par sa section composée. En dehors de la partie avant qui contient le poste de pilotage et celle arrière qui recèle les moteurs-fusées, il est un véritable réservoir structural. C'est pourquoi on a été amené à prévoir deux bulbes la-

Ci-dessous, devant le X-15 et de gauche à droite, les pilotes J. Walker, Robert White et Scott Crossfield. Ci-contre, l'arrière de l'appareil et les huit chambres de combustion du système de propulsion, ainsi que la dérive épaissie et les aéro-freins. Ceux-ci intéressent le vice-président des U.S.A. Nixon, qui écoute le président Kindeigerger, de la firme North American (dans la fenêtre).



DESCRIPTION

AVION très rapide, le North American X-15 n'en est pas, pour autant, un avion fin. Il est caractérisé par une forte traînée de forme, au contraire, et il tire ses performances de l'énorme poussée de ses fusées et du fait qu'il s'éloigne, à mesure que sa vitesse augmente, des couches denses de l'atmosphère. Par contre, au retour, sa forte traînée

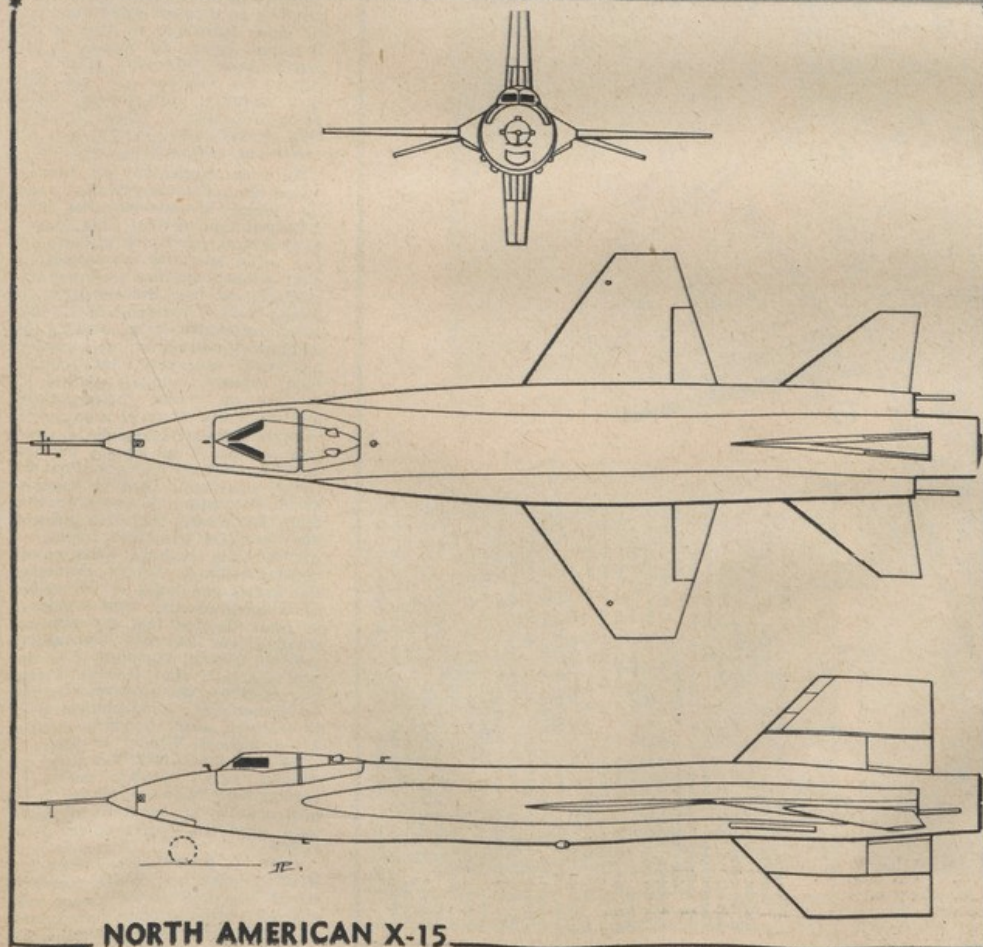
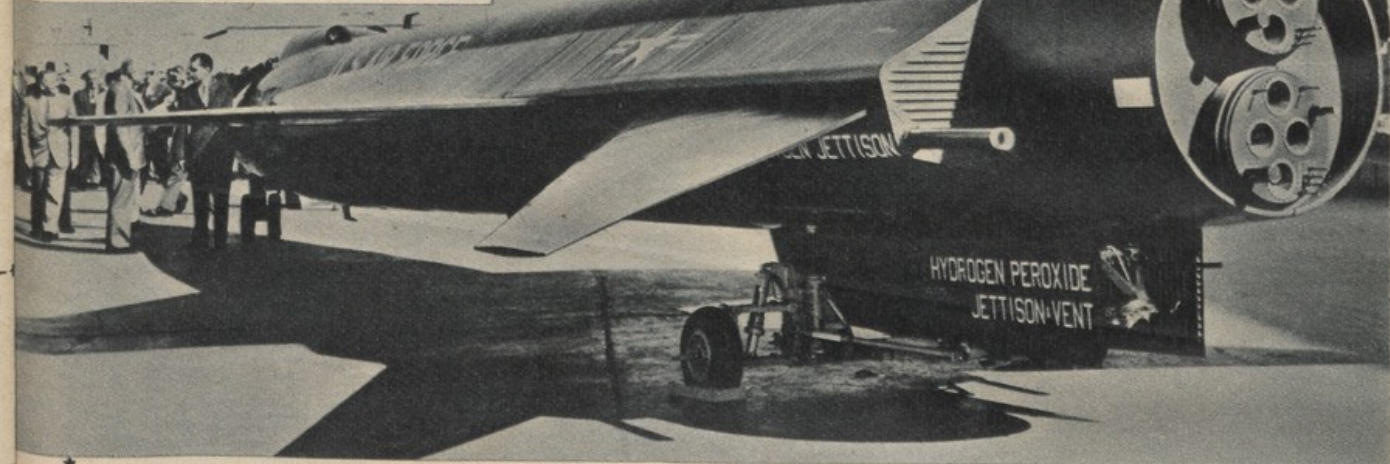
participe au ralentissement de l'appareil.

Dans un autre ordre d'idées, sa construction est remarquable par le fait que 65 % de sa structure est soudée et que la totalité de son revêtement extérieur est en alliage Inconel X à base de nickel. En dessous de ce revêtement, on trouve des cadres et cloisons en titane A 110, puis, à mesure qu'on s'approche de l'axe de l'avion, de l'acier

La structure de l'aile est bilongeron. Malgré son extrême minceur, elle est classique, ceci pour gagner du poids. Par contre, les matériaux employés sont nouveaux. Chacun des deux longerons est réalisé avec une âme ondulée en Inconel et soudée selon son champ sur les semelles plates. Le revêtement est constitué de trois tôles de même matériau préalablement soudées ensemble, puis mis en forme. Ajoutons quel-

téraux dans lesquels circulent les tuyauteries, circuits et commandes ne trouvant pas place dans le fuselage proprement-dit. Ajoutons que ces bulbes ont une fonction aérodynamique importante, de plus, car ils réduisent les interactions aile-fuselage et participent, en subsonique, à la portance générale.

Le fuselage est construit en cinq éléments principaux qui sont : le cône extrême avant, le fuselage avant

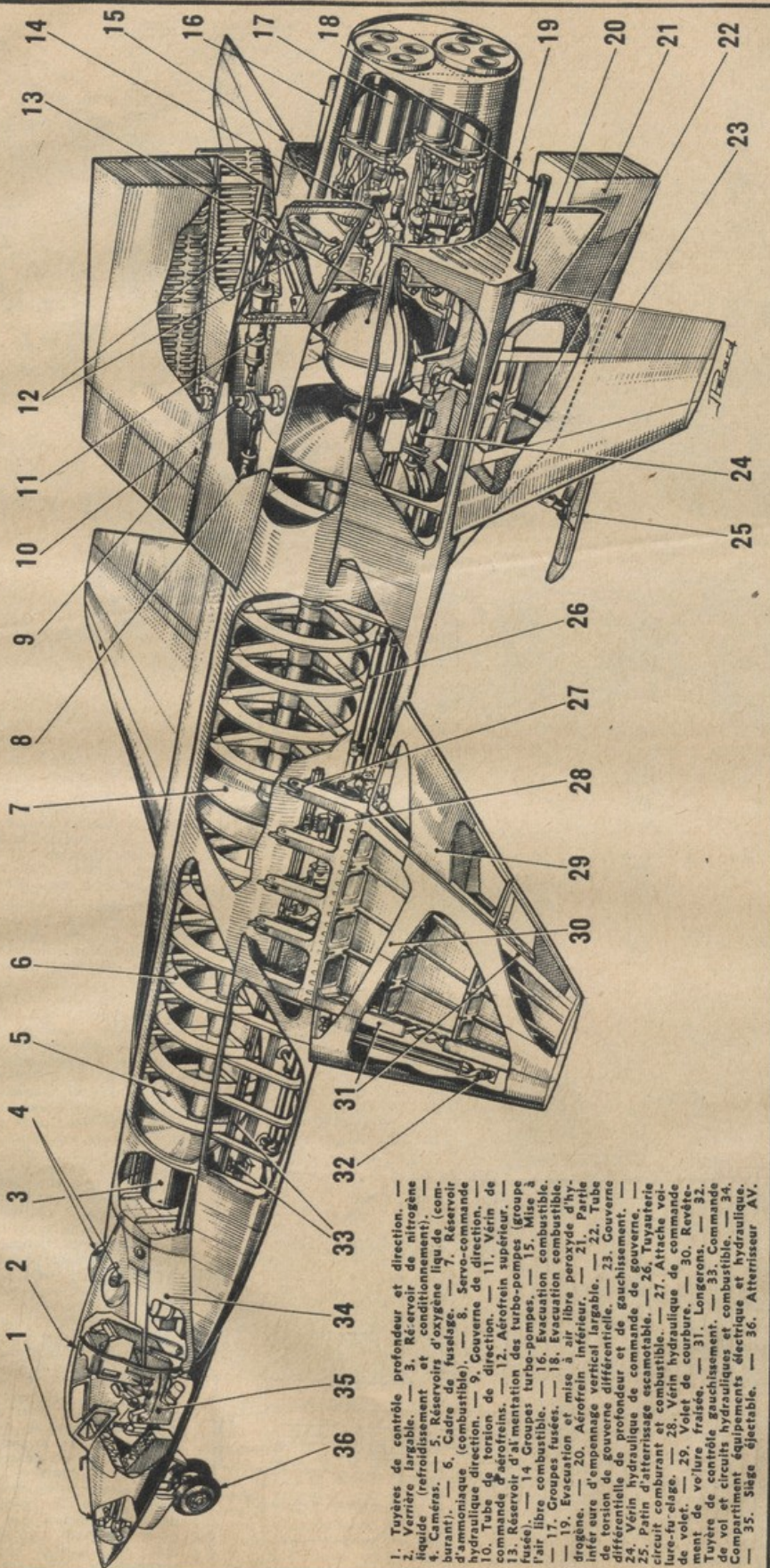


NORTH AMERICAN X-15

contenant l'habitacle du pilote, le réservoir structural avant contenant l'oxygène liquide, le réservoir arrière recevant l'ammoniaque liquide et, enfin, le fuselage arrière dans lequel on a placé l'ensemble du moteur-fusée, ses chambres de combustion et son système d'alimentation en combustible et en comburant.

Le système de refroidissement et de pressurisation du poste avant a été mis au point par la firme Ai-Research Manufacturing de Los Angeles et utilise du nitrogène — ou azote — liquide. Ce nitrogène est contenu dans un réservoir spécial identique à une bouteille thermos. Il est constitué d'une paroi extérieure et d'une autre intérieure, toutes deux étant séparées par un espace vide d'épaisseur micrométrique. La surface interne de la peau extérieure est traitée spécialement pour éviter toute perte de froid. En effet, l'azote est stocké sous une température de -185°C . Depuis ce réservoir, il est employé sous forme de liquide, gaz ou encore pulvérisé, selon le système qu'il doit refroidir. Par exemple, il est pulvérisé pour refroidir le cône avant de l'appareil. Sous forme de liquide, il circule dans le vêtement pressurisé du pilote, alors qu'il refroidit les installations électroniques sous forme de gaz. Puisque nous parlons de l'équipement du pilote, signalons que celui-ci a le visage enfermé dans un casque étanche alimenté sous pression en oxygène. Il y a donc deux alimentations pour la pressurisation, l'azote pour le vêtement et l'oxygène pour le casque. Pour affranchir la source de nitrogène des effets de l'altitude et de la pesanteur nulle ou négative, son réservoir est lui-même sous pression par l'action d'une vessie intérieure gonflée à l'hélium sous 300 kg-cm². Mentionnons, par ailleurs, que l'hélium est encore employé pour la pressurisation des bâches hydraulique et pneumatique actionnant divers équi-

NORTH AMERICAN X-15



1. Tuyères de contrôle profondeur et direction.
2. Verrière largable.
3. Réservoir de nitrogène liquide (refroidissement et conditionnement).
4. Caméras.
5. Réservoirs d'oxygène liquide (combustion).
6. Cadres de fuselage.
7. Réservoir d'ammoniac (combustible).
8. Servo-commande hydraulique direction.
9. Gouverne de direction.
10. Tube de torsion.
11. Vérin de commande des gouvernes.
12. Aérofrein supérieur.
13. Réservoir d'air comprimé.
14. Groupement des turbo-pompes (groupe fusée).
15. Mise à l'air libre des combustibles.
16. Evacuation combustible.
17. Groupes fusées.
18. Evacuation d'hydrogène.
19. Evacuation et mise à l'air libre peroxyde d'hydrogène.
20. Aérofrein inférieur.
21. Partie inférieure d'empennage vertical largable.
22. Tube de torsion de gouverne différentielle.
23. Gouverne différentielle de profondeur et de gauchissement.
24. Vérin hydraulique de commande de gouverne.
25. Patin d'atterrissage escamotable.
26. Tuyauterie circuit carburant et combustible.
27. Attache volée au siège.
28. Vérin hydraulique de commande de verrouillage.
29. Voilette de courbure.
30. Revêtement de verrouillage.
31. Longeron.
32. Tuyères de contrôle d'altitude.
33. Commande de vol et circuits hydrauliques.
34. Compartiment équipements électrique et hydraulique.
35. Siège éjectable.
36. Atterrisseur AV.

pelements. Le pilote dispose d'instruments de bord conventionnels, auxquels viennent s'ajouter divers cadrans nouveaux tels que celui du système de navigation par inertie et celui de repérage de position, ce dernier étant assez semblable, dans son principe, au cadran de la centrale « toutes positions » SFENA dont nous avons déjà parlé.

Par contre, les commandes de vol sont assez complexes. Le pilote dispose, puisque son avion est classique au début et à la fin de chaque vol, des commandes habituelles, soit deux pédales de direction et un manche à balai central. De plus, il utilise deux autres petits manches à balai articulés sur les côtés de son siège. De cette disposition, il ressort que ces manches sont accessibles même si le pilote est soumis à des accélérations telles qu'il ne pourrait atteindre le manche principal. Les reposeurs du siège sont conçus pour assurer et maintenir une bonne position des bras et, seuls, les poignets sont nécessaires et suffisants pour actionner les petits manches latéraux. Celui de droite est un simple répéteur du manche principal et est actionné en cas de vol sous fortes accélérations. Le manche de gauche contrôle l'alimentation des pipes d'éjection disposées dans le nez de l'avion et en bouts d'aile et permettant de maintenir l'avion en ligne de vol lors de la phase balistique de ce vol.

La sécurité du pilote est assurée par un siège éjectable pour les altitudes basses. Ce siège est muni de surfaces stabilisatrices. En très haute atmosphère, le pilote est protégé par l'avion tout entier qui est considéré comme une « capsule ». Lorsque tout le combustible a été brûlé et que l'avion, sur sa lancée, atteint les hautes couches, le pilote qui s'éjecterait à ce moment serait lui-même un engin balistique et, dans ce cas, il aurait moins de chemin à parcourir pour parvenir jusqu'à la droite du Seigneur... Il n'a donc qu'à attendre, avec l'avion, même désemparé, d'avoir rejoint les couches denses pour s'éjecter dans des conditions relativement normales.

Dans la fabrication du fuselage cylindrique, c'est le revêtement qui est formé le premier. Les tôles d'Inconel sont roulées, puis soudées bord à bord, par fusion et à l'argon, puis mises en forme sur moules. Ce n'est qu'après qu'elles reçoivent leur raidissage et leur cloisonnement interne, toujours par soudure. Le cône avant est construit en utilisant les méthodes classiques de soudure électrique continue à la molette. Bien entendu, chaque portion de fuselage est traitée thermiquement au four à 870° C après soudage des tôles et avant soudage de la structure interne. C'est lorsque ces travaux sont accomplis que l'on découpe seulement, dans le fuselage avant, l'ouverture du poste de pilotage... Les travées suivantes, qui sont des réservoirs structuraux, sont raidies par des cloisons assurant un compartimentage de ces réservoirs, des cadres annulaires et des raidisseurs longitudinaux, tous soudés à la peau. Chaque fois que cela est possible, ces éléments sont allégés par un fraisage chimique. Les travées-réservoirs sont fermées à chaque bout par des cloisons étanches hémisphériques, en aluminium pour le réservoir avant (oxygène liquide) et en Inconel X pour le réservoir arrière (ammoniac). Ces deux réservoirs sont traversés axialement par un tube interne d'étanchéité, lequel contient les bouteilles d'hélium sous pression chargées de les pressuriser.

Enfin, la travée arrière recèle les deux groupes actuels de moteurs-fusées Reaction Motors comprenant chacun quatre chambres de combustion. Avec ce système provisoire, la poussée sera réglable et l'on pourra

conduire les essais avec prudence...
Le moteur définitif doit être un
XLR-99 de près de trente tonnes de
poussée.

Les empenages

Les empenages du X-15 sont parfaitement cruciformes. Les bras de levier auraient, dans le cas d'une dérive unique supérieure, imposé une hauteur qui aurait rendu difficile le largage depuis le bombardier porteur. C'est pourquoi la surface nécessaire aérodynamiquement a été partagée au-dessus et en dessous du fuselage. La caractéristique essentielle de l'empennage vertical de l'avion est de présenter un profil triangulaire et, par conséquent, une épaisseur au bord de fuite de 30 cm. Ce profil offre une grande traînée en subsonique et supersonique, mais on a vu que la traînée n'était pas un défaut dans le cas du X-15. Par contre, on obtient avec un tel profil, une grande efficacité qui n'est pas sans rappeler les adjonctions de cornières en T au bord de fuite d'avions rapides, pour augmenter leur sensibilité et leur contrôle aux petits angles de braquage. Si l'on joint les ailes de la cornière au bord d'attaque, par une tôle, on obtient le profil triangulaire du X-15.

Chaque demi-dérive est munie d'une surface mobile à des titres divers. En effet, la partie supérieure de la dérive haute est entièrement mobile et assure le contrôle aérodynamique en direction. Quant à la partie inférieure de la dérive basse, elle est plus simplement largable en vol, de façon à ne pas risquer de toucher le sol lors de l'atterrissage. Les parties fixes des dérives contiennent, enfin, à leur partie arrière, les aéro-freins qui consistent en des surfaces rectangulaires s'ouvrant latéralement, sous l'effet d'un vérin de fort diamètre.

L'empennage horizontal est composé de deux surfaces trapézoïdales présentant un dièdre négatif et, aussi, une grande analogie avec celles de notre « Trident ». Elles sont, en effet, commandées entièrement, soit simultanément pour assurer la tenue en tangage, soit différemment pour le contrôle en roulis. C'est pourquoi l'aile du X-15 ne comporte pas d'ailerons, comme le « Trident », et que ses gouvernes de queue sont monobloc.

Quant à la construction du stabilisateur, elle est semblable à celle de l'aile principale, à ceci près que l'on ne trouve pas de nervures. La structure des dérives est plus légère, leur rigidité étant plus facilement obtenue en raison de leur épaisseur plus grande.

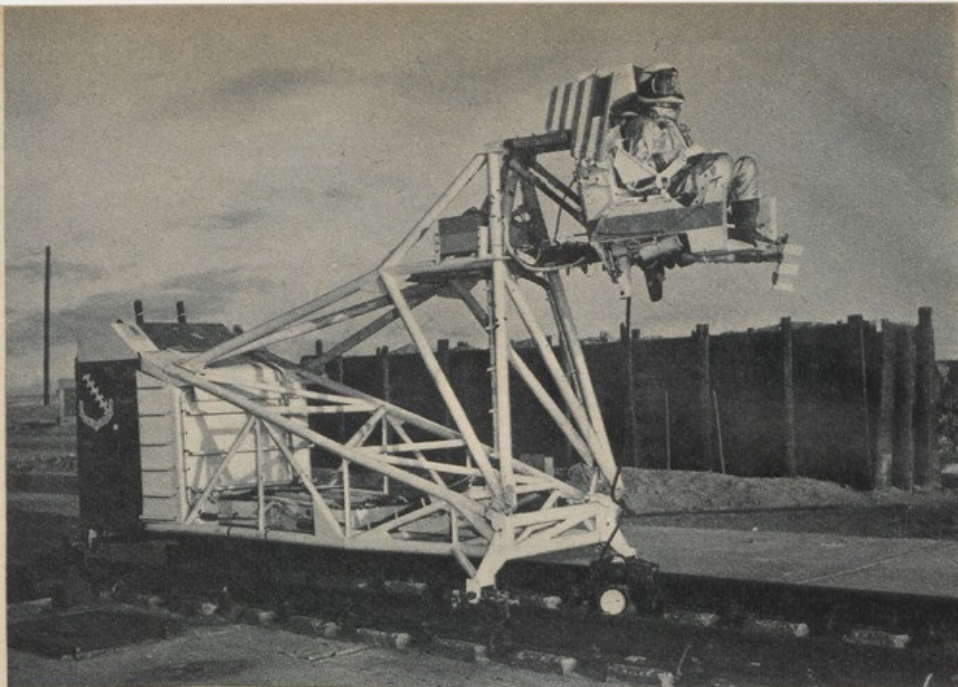
Le train d'atterrissage

Le train d'atterrissage présente une voie très faible, mais un empattement presque semblable à la longueur du fuselage. L'appareil reprendra contact avec le sol sur deux patins extrême arrière normalement escamotés, et sur un diabolos avant classique. La disposition des patins autorisera une bonne stabilité de roulement et procurera, de plus, un freinage efficace. Mais il est probable qu'il faudra changer de patins à chaque vol.

Caractéristiques. — Envergure : 6,70 m. Longueur : 15,24 m. Surface alaire : 18,50 m². Poids équipé sans combustible : 5.600 kg. Poids total maximum : 14.200-15.000 kg. Charge alaire au largage : 770-810 kg-m². Charge alaire à l'atterrissage : 302 kg-m².

Puissance. — Deux groupes Reaction Motors XLR-11 de 4 x 2.700 kgp chacun, soit 21.600 kgp.

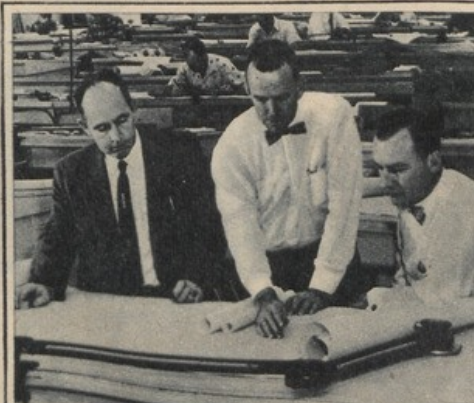
Performances. — Mach maximum théorique : M 5 à M 7. Vitesse maximum : 4.800-6.400 km-h. Plafond : 120 à 240 km. Vitesse d'atterrissage à 5.600 kg : 300 km-h.



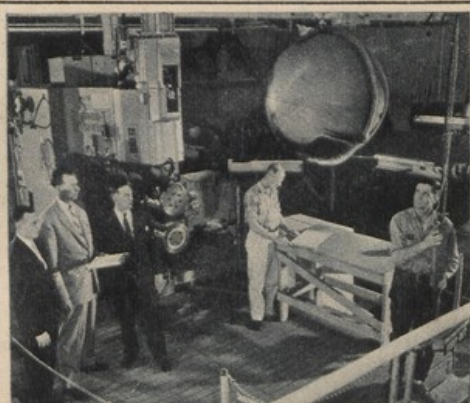
Le vêtement et les commandes du pilote du X-15 furent d'abord essayés au chariot d'accélération de la base d'Edwards.



Scott Crossfield essaya, sur un Convair TF-102A, vêtement de vol, commandes spéciales et tableau.



Ch. Fetz, ingénieur du projet X-15, explique à ses assistants, R. Robinson et R.L. Benner, comment il a résolu quelques problèmes techniques. Cette scène se passait en 1957...



...alors que les ateliers spéciaux mettaient au point les procédés spéciaux de soudure électrique continue avec apport d'argon. Ici, on voit un réservoir quittant la machine (à g.).

AVIATION *Magazine*

EN ITALIE AVEC LE FIAT G-91



Premier des nouveaux véhicules aériens de l'Armée américaine, le birotor Piasecki VZ-8P « Aerial Jeep » poursuit des essais très encourageants. (Ektachrome Howard Levy).

BELGIQUE : 18 FRs
SUISSE : 2 FRs

120 FRs **NUMÉRO 280**
1^{er} AOÛT 1959

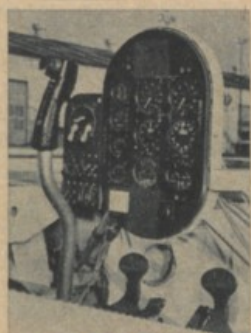
JEEP VOLE !

S' tout se passe bien, l'armée américaine fera voler ses « Jeep » dans un proche avenir... La mobilité étant le facteur essentiel d'une armée moderne, les augures militaires ont pensé que cette mobilité serait accrue si les véhicules de liaison ou de reconnaissance pouvaient s'affranchir des accidents de terrain



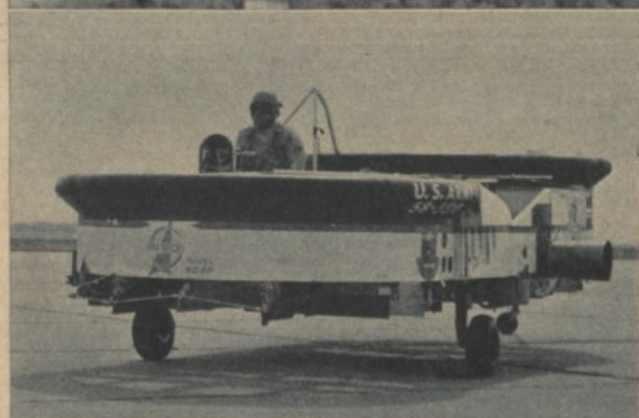
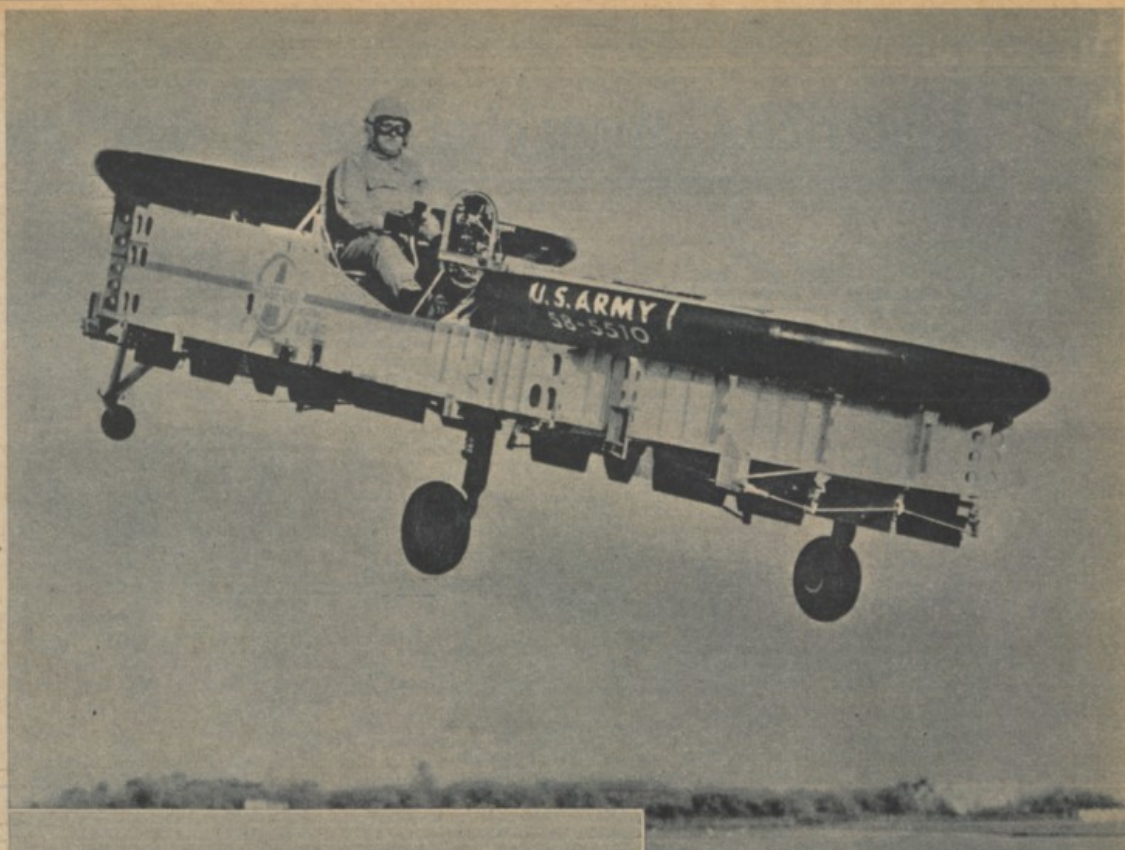
Frank N. Piasecki aux commandes de son VZ-8P « Aerial Jeep ».

que l'on est toujours à même de rencontrer. La meilleure solution, pour cela, était de sauter les obstacles ou difficultés de route et, mieux encore, de ne pas prendre appui du tout sur cette terre par trop irrégulière. D'où une génération nouvelle d'appareils volants ne présentant,

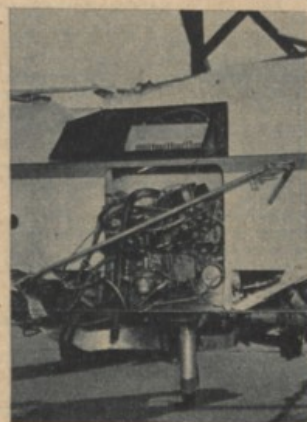


La tableau de bord du VZ-8P

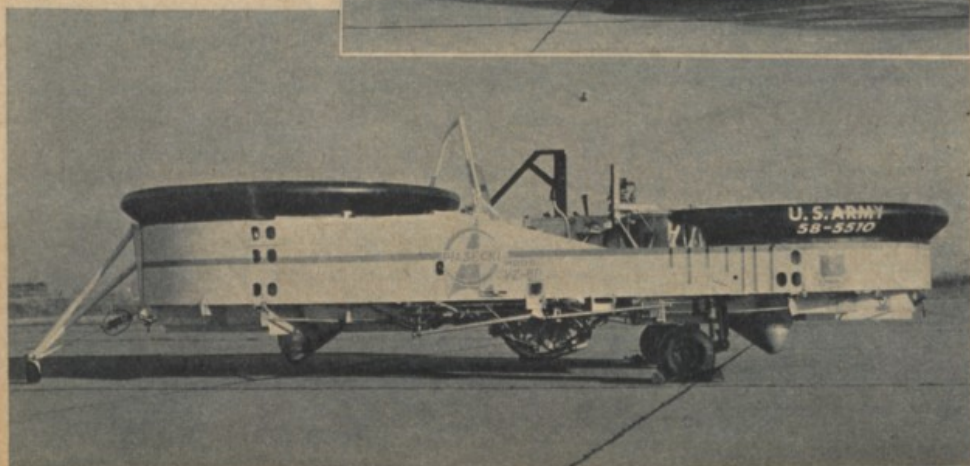
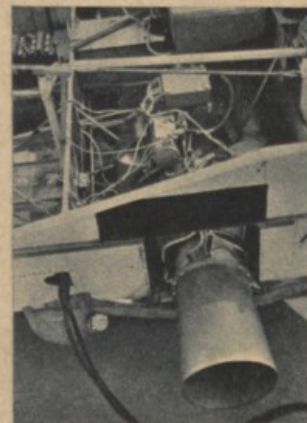
certes pas, de performances phénoménales, mais capables d'évoluer près du sol en liaison directe avec les troupes au sol. La motorisation des armées connaît un stade nouveau. La cavalerie moderne ne fait pas que « sauter » les obstacles, elle les survole. I.G.



Le plus avancé des appareils à rotors carénés est le Piasecki VZ-8P qui vole à Philadelphie depuis quelques mois déjà et donne satisfaction, au stade expérimental qui est encore le sien.



La 1^{re} version était équipée de 2 moteurs Lycoming à pistons (en haut), mais celui-ci a cédé la place à une turbine Turboméca « Ardeuste » de 425 ch...



AVIATION *Magazine*

A. Turcat : à 2.330 km-h sur "Griffon" face au
MUR DE LA CHALEUR

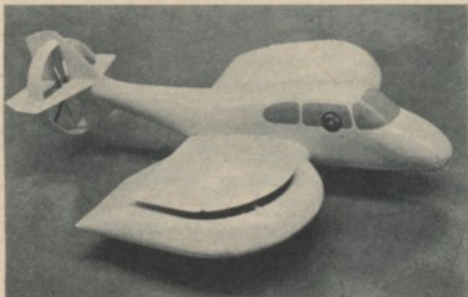


Le prototype de l'avion à décollage vertical Vanguard 2 C « Omni-plane » en cours d'essais au sol, apporte une solution nouvelle au problème du VTO idéal tant recherché. (Ektachrome Howard Levy).

BELGIQUE : 18 FRs
SUISSE : 2 FRs

120 FRs

NUMÉRO 286
1^{er} NOVEMBRE 1959



Maquette de l'« Omniplane » montrant le fonctionnement des obturateurs qui l'on peut soulever et abaisser au moyen des vérins hydrauliques pour le vol stationnaire. Pour le vol en translation, les obturateurs, fermés, reconstituent le profil de la voilure.

DEPUIS le 21 août 1959, l'arsenal américain des appareils expérimentaux à décollage et atterrissage verticaux s'est enrichi d'un nouveau spécimen : le Vanguard 2C « Omniplane » qui représente une formule dont on parlait beaucoup depuis quelque temps mais qui n'avait pas encore connu de réalisation concrète.

C'est maintenant chose faite et l'« Omniplane » commence un programme d'essais qui doit le conduire au vol final complet avec cette fameuse transition si difficile à mettre au point. L'appareil a tout d'abord totalisé une douzaine d'heures d'essais au sol, dans l'usine même du constructeur, à Paoli, en Pennsylvanie. Puis il a été transporté par air jusqu'à Moffett Field, en Californie, où le grand tunnel du laboratoire Ames du NASA a reçu

par Howard LEVY, Jacques GAMBU et Jean PÉRARD

l'appareil. Cette nouvelle tranche était parrainée par le NASA avec le support de l'USAF qui s'intéresse à l'aviation. Il semble vraisemblable que l'appareil sera prêt à tenter ses premiers vols au moment où ces lignes paraîtront.

La firme Vanguard Air and Marine Corp. est relativement jeune, mais elle doit son activité à des techniciens qui, eux, possèdent une solide expérience. Le président de la compagnie est, en effet, M. Edward G. Vanderlip qui se fit connaître une première fois en travaillant pour le compte du gouvernement américain et en réalisant, notamment, le premier système de alabilisation en roules pour engins spéciaux. Cette activité dura de 1942 à 1946. Puis il s'associa avec M. Frank Piasecki où il réalisa le premier pilote automatique pour hélicoptère et travailla aux problèmes aérodynamiques des hautes vitesses, ceci jusqu'en 1955. A cette date, il devint vice-président et premier trésorier de la Piasecki Aircraft Corp. C'est à cette époque qu'il conçut un avion télécommandé connu sous le nom de « Sea Bat ».

Le vice-président de la firme Vanguard est M. John J. Schneider qui, dans les dix années précédentes, fut associé aux travaux des sociétés Curtiss-Wright, Bell Aircraft, Goodyear Aircraft, Piasecki Helicopter, devenue depuis Vertol, et Piasecki Aircraft. Il s'était spécialisé dans les études du contrôle de la couche-limite, des rotors d'hélicoptère et de leurs pales, des appareils VTOL à ailes pivotantes, etc. Chez Piasecki Aircraft, il poursuivait ses travaux et était, avant de quitter la compagnie, chargé du projet de la jeep volante VZ-8P.

Ces deux hommes, particulièrement éminents, se trouvent aujourd'hui réunis chez Vanguard et il n'est pas douteux que le premier « Omniplane », considéré comme un simple banc d'essai volant chargé de vérifier le principe étudié, ne doit pas être considéré comme une spéculation hasardeuse d'esprits plus ou moins torturés.

De toute façon, l'avenir nous dira si ce nouveau type de VTOL justifie les espoirs mis en lui.

LE Vanguard 2C est un avion apparemment classique, doté d'une aile fixe à faible allongement et grande épaisseur relative, et normalement animé par une hélice propulsive trispaule tournant dans un tunnel profilé disposé au droit des empennages. Dans la configuration de décollage vertical et de vol stationnaire, la sustentation est assurée directement par deux grandes hélices tournant dans un plan sensiblement horizontal, tournant chacune à l'intérieur d'un tunnel percé dans chaque demi-aile. Bien entendu, ce tunnel est ouvert en vol stationnaire et fermé dès que l'on passe au vol en translation.

Les réalisations antérieures au

Vanguard — dont la plus retentissante et la plus réussie est le Doak 16 — ont prouvé que le système d'hélice ou de rotor tournant en tunnel (ducted fan) présente une excellente efficacité comme sustentateur. Cette qualité a également été démontrée dans les plates-formes Hiller et « Jeep volante » Piasecki, par exemple.

Par contre, cette efficacité est loin de se retrouver lorsque le même ensemble se voit confier un travail de propulsion. C'est pourquoi les ingénieurs de chez Vanguard n'ont pas hésité à lui confier cette fonction, reportant ce soin à une hélice propulsive presque classique.

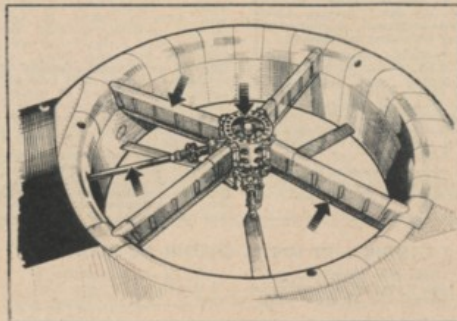
Si cette hélice arrière joue, à des titres divers, un rôle constant pen-

stationnaire, il est assimilé à un hélicoptère birotor latéral, alors qu'en vol normal, c'est un avion classique à propulseur arrière.

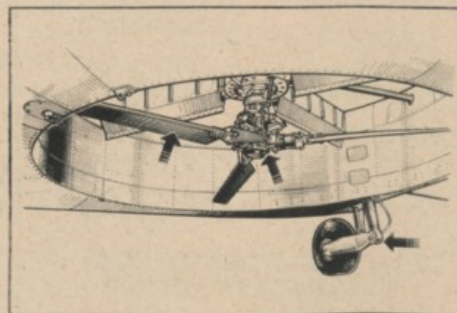
Le problème de l'obturation des deux tunnels de voilure a été résolu de façon originale. Si la fermeture de la face inférieure (intrados) fait appel aux « persiennes » déjà adoptées par d'autres chercheurs, celle de l'extrados abandonne l'idée de volets plus ou moins complexes et consiste en une simple surface, un simple couvercle d'une seule pièce. Ce couvercle est soulevé par des vérins hydrauliques, verticalement, et laisse ainsi un passage annulaire d'entrée d'air. Cette solution devrait, selon le constructeur, augmenter,

par un effet de venturi, la portance du tunnel le long de ses lèvres supérieures, largement arrondies, en vol stationnaire, cependant que ce couvercle aurait un effet de portance propre lors des vols en translation à petite vitesse.

En vol stationnaire, le centre de poussée des rotors en tunnel coïncide avec l'axe de rotation de ces rotors, ce qui correspond à un centrage donné de l'appareil. Ces rotors étant logés dans une aile fixe, il



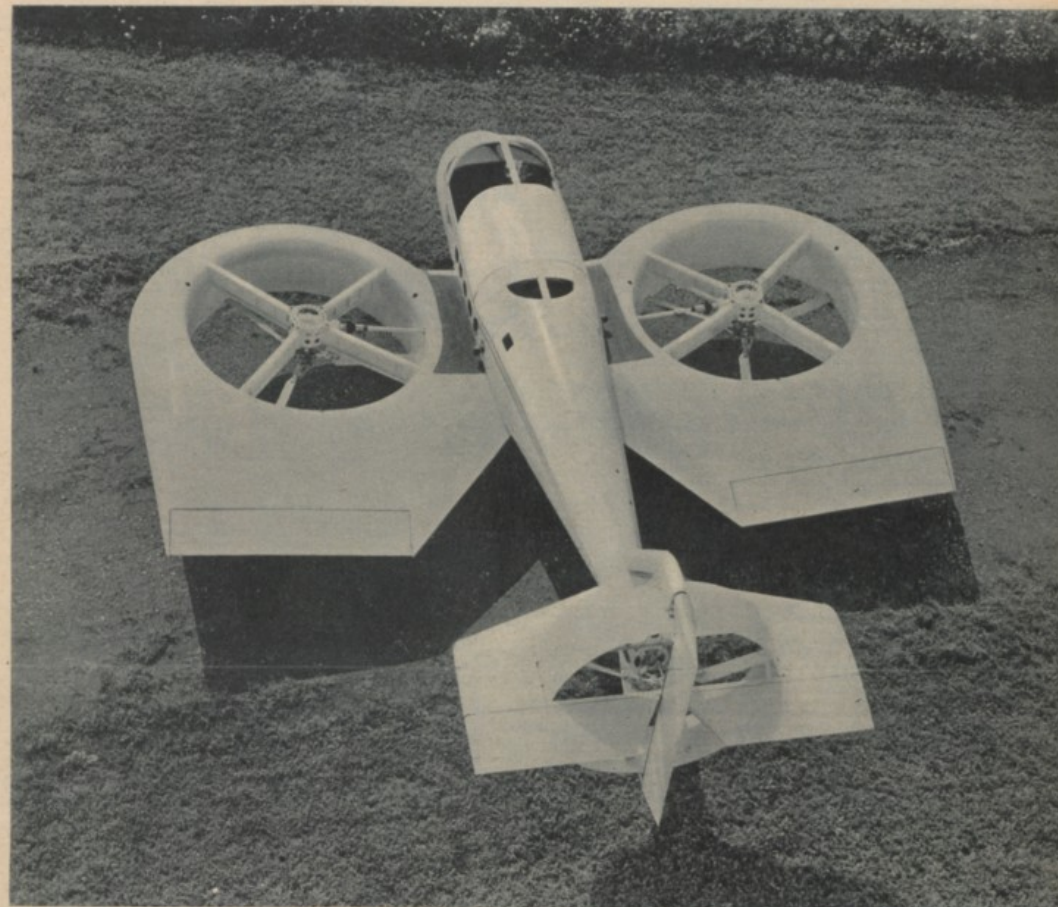
Tunnel de voilure vu de dessus ; on remarque les quatre supports du rotor central porte-hélice, l'hélice ainsi que l'arbre de transmission et son dispositif.



Tunnel de voilure, vu du dessous, montrant l'articulation des pales et leur commandement de pas. Noter le demi-train principal droit inspiré de celui de l'Ecoupe.

était hautement souhaitable que ce centre de poussée soit prévu au plus près du centre de poussée de l'aile seule, de façon que l'on retrouve le même centrage en vol normal, sans correction importante d'un quelconque mouvement de tangage. Le centre de poussée d'une voilure classique étant situé, pour les angles de vol habituels, entre le 1/4 et le 1/3 de la corde, placer l'axe des rotors dans cette région aurait conduit à choisir de petits diamètres impliquant une forte charge surfacique des rotors et, par voie de conséquence, une plus forte puissance nécessaire. C'est pourquoi la forme en plan de l'aile du Vanguard 2C s'approche beaucoup de l'aile ronde dont on sait

UN NOUVEAU VTOL EST NÉ : LE VANGUARD 2C « OMNIPLANE »



Le Vanguard 2C « Omniplane ». Les obturateurs n'ont pas encore été montés.

que le centre de poussée est situé à la moitié de la corde environ.

Voilà donc les tunnels mis en place. Quel va être leur comportement ? On sait que si l'on déplace horizontalement un rotor rigide, caréné ou non, son centre de poussée va également se déplacer vers l'avant, ce qui provoque un moment de cabrage, lequel a été observé sur les appareils de cette formule en essais actuellement. Dans le cas d'un rotor rigide caréné, l'écoulement induit sur la partie amont de la lèvre du tunnel va encore augmenter cette tendance. Les ingénieurs ont apporté à ces deux problèmes les solutions suivantes : tout d'abord, ils ont éliminé l'avancement du centre de

poussée du rotor en articulant les pales, ne remarquant plus qu'un léger moment dû au décalage de ces articulations. Ensuite, les rotors carénés étant noyés dans l'aile et, de plus, recouverts à distance d'un couvercle dont la face supérieure reproduit l'extrados de l'aile, l'effet de la lèvre avant du tunnel sera diminué par l'installation de la poussée sur ce couvercle et les autres parties fixes de voilure. Cette installation de poussée va permettre de demander moins aux rotors eux-mêmes dont le pas sera alors diminué. De ce fait, l'écoulement sur les lèvres des tunnels va diminuer et, avec lui, le moment de cabrage.

Du côté propulsion, on a choisi la solution de l'hélice propulsive arrière tournant à l'intérieur d'un anneau profilé lui accordant un

excellent rendement supplémentaire. Cette hélice souffle les surfaces de queue et leurs gouvernes et, en vol stationnaire, accorde à l'appareil le contrôle en lacet et tangage. Le soufflage des gouvernes dans ces conditions est relativement faible grâce au grand bras de levier dont elles bénéficient. Il n'en reste pas moins qu'une force de propulsion existe, qui doit être compensée exactement si l'on désire voler à vitesse nulle. Cette compensation est simplement obtenue en inclinant les rotors sustentateurs vers l'arrière, de façon à créer une composante horizontale dirigée vers l'arrière. Cette inclinaison correspond, d'ailleurs, avec l'angle d'incidence de la voilure, qui est de 3° sur le prototype. Toutes les versions en projet destinées à voler en-dessous de 740 km-h

sont munies d'une hélice propulsive. Pour les projets plus rapides, équipés de réacteurs ou de turbopropulseurs, des volets déflecteurs sont placés dans le jet de la tuyère. En vol en translation, ces volets viennent s'escamoter sur les surfaces d'empennage.

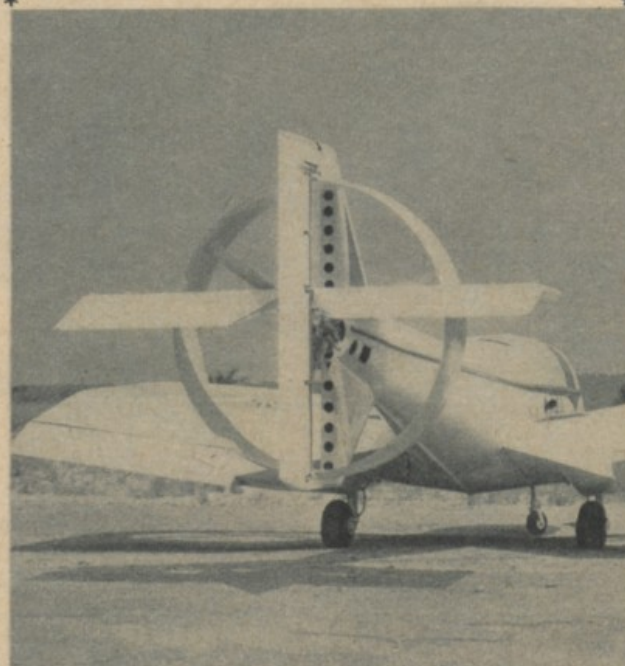
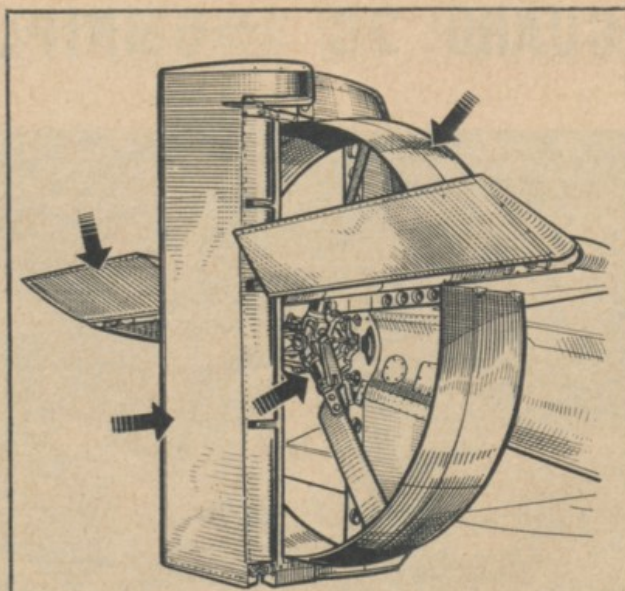
Le prototype actuel a été construit en utilisant des éléments standard ou disponibles afin de réduire aussi bien le temps que les frais de réalisation. La firme possède deux les droits et les éléments construits du projet Jacobs 104 « Convertiplane » et le modèle 2C « Omniplane » est donc muni des rotors, transmissions, embrayage, etc., du Jacobs, cependant que le fuselage est, en très grande partie, celui d'un biplace de tourisme « Ecoupe ».

Le moteur, un Lycoming O-540.

A1A de 265 ch est monté dans le fuselage, à la suite du poste de pilotage dont il est séparé par une cloison pare-feu en acier inoxydable. Son accès est assuré par des portes et panneaux supérieurs. Il est monté sur un bâti en tubes d'acier soudés. Son refroidissement est assuré par un ventilateur de 63 cm de diamètre. Tournant le dos à la route, le moteur attaque un ensemble de poulies et, en bout de son arbre, le premier joint universel de liaison de l'arbre entraînant l'hélice arrière. Le jeu de poulies transmet le mouvement à un autre jeu identique disposé en dessous, lequel est monté sur un arbre qui sollicite la transmission intérieure de fuselage d'où partent les deux arbres latéraux allant aux rotors. Tous les pignons des boîtiers de transmission et de renvoi de mouvement sont identiques. Ces pignons, de rapport 1:1 bien sûr, sont coniques à denture droite et sont calculés pour une vie de 2.000 heures. Quant aux paliers multiples, ils offrent un potentiel théorique de 1.000 heures. Entre les poulies inférieures et le premier boîtier, on a interposé un embrayage à friction qui permet d'entraîner ou d'arrêter les deux rotors sustentateurs de voilure.

Chaque rotor consiste en un ensemble tripale en alliage d'aluminium 24 ST profilé. Le profil est un NACA 0009 de 95 mm de corde pour un diamètre de rotor de 1,99 m. Chaque pale est articulée en battement seulement et commandée en pas collectif uniquement.

Dotée d'un dièdre de 7°30 et calée à 3° d'incidence, chaque demi-voilure vient se boulonner sur les flancs du fuselage. Deux moignons de longerons aboutissent au tunnel dont les lèvres supérieures sont largement arrondies. Le profil de base est un NACA 4421 de 21 % d'épaisseur relative, mais les modèles ultérieurs doivent recevoir un profil plus mince, le NACA 4415. Le boîtier central qui reçoit le moyeu du rotor est maintenu en place par quatre supports en croix supérieurs, de telle sorte que l'hélice, ou le rotor, tourne sensiblement au droit de la face inférieure du tunnel. La vitesse périphérique atteint 275 m/sec. Le tunnel est extrêmement rigide et il reçoit les becs et queues de nervure donnant sa forme au reste de la voilure. Le bord de fuite de cette voilure comporte les ailerons à fente normaux de 1,80 m d'envergure et 50 cm de corde, mais ne recèle aucun volet, quoique l'appareil soit capable de se poser de façon classique... L'obturation supérieure est effectuée par une simple plaque au profil qui est ouvrable par l'action de trois vérins hydrauliques. Notons que cette plaque n'est pas ronde, comme le tunnel qu'elle doit obturer, ceci pour des raisons de reconstitution du profil de base et aussi, sans doute, pour des raisons d'alimentation en air du tunnel et de portance lors des vols en translation lente. La face inférieure du tunnel



Ensemble arrière groupant les empennages classiques cruciformes réunis par le tunnel où tourne l'hélice tripale actionnée par une commande de pas.

est obturée par des volets en « persiennes » maintenant classiques.

Le fuselage ne présente rien de particulier. C'est une coque en alliage léger issue du biplace « Ercoupe », mais dont la structure a été renforcée par un plancher recevant le poste avant, supportant le moteur et ses transmissions et les ferrures de voilure. Notons encore deux raidisseurs longitudinaux extérieurs courant depuis la queue jusqu'au poste de pilotage, de chaque côté du fuselage. Ce poste de pilotage est biplace côte à côte. Par rapport à l'« Ercoupe », le dessin du fuselage est relevé à l'arrière pour protéger l'hélice propulsive. Celle-ci tourne à l'intérieur d'un tunnel de 1,52 m de diamètre et de 35 cm de corde, supporté par les empennages cruciformes. Les gouvernes de queue sont presque totale-

ment plongées dans le souffle de l'hélice, laquelle est identique, dans son principe et sa construction, aux rotors sustentateurs, exception faite de ses dimensions moindres.

Les surfaces fixes d'empennage sont disposées en avant du tunnel d'hélice qu'elles maintiennent en place et les surfaces mobiles lui font suite. Légèrement surélevé par rapport à l'axe de l'hélice, le plan fixe présente une surface de 1,58 m² et sa gouverne de profondeur affiche 0,92 m² pour les deux éléments droite et gauche échancrés dans l'axe pour permettre le libre débattement de la direction. Celle-ci est, bien entendu, placée dans l'axe de l'hélice et offre à son écoulement une surface de 0,75 m². Ce même chiffre a été retenu pour la dérive.

Tout l'ensemble de l'avion repose, au sol, sur un atterrisseur tricycle

fixe qui doit ses roues principales à un « Ercoupe », cependant que la roue avant, totalement orientable et folle sur son axe, est une création spéciale de Vanguard. La voie s'établit à 1,95 m pour un empatement de 3,10 m.

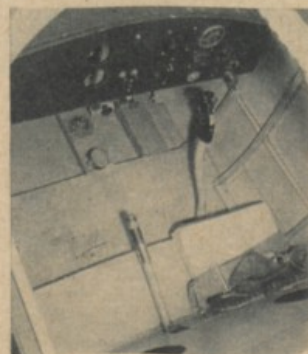
Les commandes de vol se réclament à la fois de l'avion et de l'hélicoptère. On trouve, dans le poste de pilotage, un manche à balai normal, des pédales de direction, plus un levier de commande de pas gauche analogue au manche de pas collectif des hélicoptères.

Le manche à balai commande le tangage en attaquant la gouverne de profondeur par l'intermédiaire d'une timonerie souple en câbles d'acier.

En ce qui concerne le gauchissement, le même manche sollicite à la fois les ailerons différentiels et le pas des deux rotors sustentateurs. Ces deux actions sont simultanées et, selon le cas de vol, une des deux est inopérante : soit les ailerons qui sont inefficaces en vol stationnaire ou à faible vitesse, soit les rotors dont le pas change alors qu'ils sont immobiles dans leur tunnel fermé. Enfin, le manche comporte encore, sur sa poignée, un commutateur qui excite le moteur électrique logé dans le cône arrière du fuselage et commande ainsi le pas de l'hélice propulsive arrière.

Les pédales de direction attaquent simplement la gouverne de lacet arrière, en même temps d'ailleurs que les freins différentiels des roues principales de l'atterrisseur. Quant au levier de changement de pas collectif des rotors sustentateurs, commandant la montée ou la descente verticales, il est muni d'une poignée tournante qui agit sur l'admission du moteur et en commande ainsi la puissance.

La procédure-type d'un vol s'établit comme suit : le moteur est démarré alors que les rotors sont débrayés et l'hélice de queue au petit pas. Les obturations des tunnels de voilure sont alors ouvertes, les rotors embrayés et leur pas augmenté progressivement jusqu'à assurer la sustentation de l'appareil. Celui-ci décolle alors verticalement jusqu'à s'affranchir des obstacles naturels bordant l'endroit de départ. A ce moment, le pilote agit sur le commutateur de manche et augmente le pas de l'hélice arrière qui devient effectivement propulsive. Dès que la vitesse de transition est atteinte — vitesse qui sera vraiment déterminée par les essais en vol — le pilote procède alors à la fermeture des obturations des tunnels, le couvercle supérieur, qui participe à la sustentation, est rabaisé, les persiennes fermées, en même temps que



Poste de pilotage de l'« Omniplane ».

le pas des rotors est diminué et les rotors eux-mêmes débrayés. L'appareil se comporte alors comme un avion classique. Au retour au sol,

CARACTERISTIQUES. — Envergure : 6,70 m. Longueur : 7,78 m. Hauteur : 2,36 m. Surface alaire : 19,50 m². Poids à vide : 771 kg. Poids total : 998 kg. Charge alaire : 51,18 kg/m².

PUISSANCE. — Un Lycoming O-540-A1A de 265 ch à 2.800 tr/min.

PERFORMANCES. — Vitesse maximum : 305 km-h. Vitesse de croisière à 70 % : 265 km-h. Vitesse ascensionnelle verticale : 2,54 m/sec. Vitesse ascensionnelle maximum oblique : 5,10 m/sec. Autonomie : 270 km.

les mêmes manœuvres se déroulent dans l'ordre inverse. Ajoutons que l'appareil reste, de toute façon, capable de décoller ou d'atterrir comme un avion conventionnel, si l'infrastructure le permet...

Projets d'avenir

Parallèlement à la réalisation du prototype, Vanguard Air and Marine Corp. a procédé à l'étude de projets de développement de son « Omniplane » et en a tiré quelques variantes évoluées.

Le Vanguard 8 est un quadriplace « exécutive » équipé d'un moteur classique Lycoming ISO-720 de 520 ch. L'appareil consiste en une version extrapolée de l'appareil actuel et pèsera 1.542 kg à pleine charge avec une envergure de 7,31 m et une longueur de 8,70 m. La vitesse maximum doit atteindre 418 km/h et l'avion doit croiser à 320 km/h avec une autonomie de 890 km.

Le Vanguard 18 doit être un appareil commercial pour courtes distances, capable d'emporter de 36 à 40 passagers. Propulsé par deux turbomachines Allison T56, il pèserait 13.600 kg et atteindrait une vitesse de croisière de 440 km/h. Envergure : 15,25 m. Longueur : 19,20 m. Hauteur : 7,16 m. A son sujet, le constructeur s'est livré à une étude économique qui laisserait penser qu'un prix de moins de 12 francs au kilomètre-passager pourrait être atteint en exploitation...

Le Vanguard 6 doit être un appareil d'observation à hautes performances, conforme à la spécification militaire TS-145, à ceci près que cette spécification exige un décollage court alors que l'appareil apporterait la possibilité de décollage vertical ! Propulsé par deux turbo-propulseurs General Electric T58, il accuserait un poids total de 4.130 kilos et volerait à pleins gaz à 563 km/h à 600 mètres.

Autre appareil militaire, le Vanguard 7 répondrait à la mission de transport de 32 soldats ou de 3.630 kilos de fret avec possibilité de décollage et atterrissage verticaux. Sur la distance de 925 km, la vitesse de croisière serait de 465 km/h. Il serait propulsé par deux turbines Allison T61.

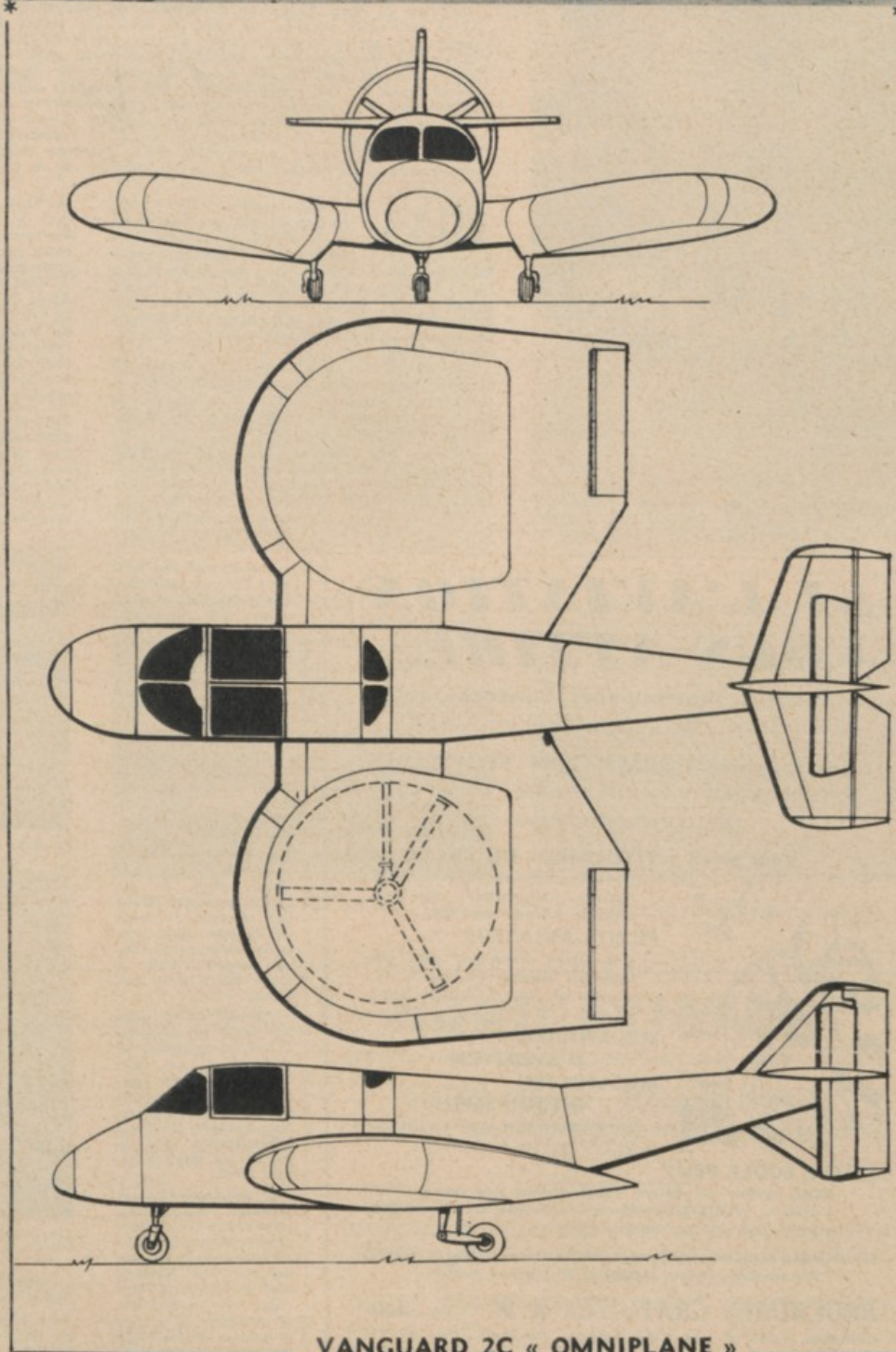
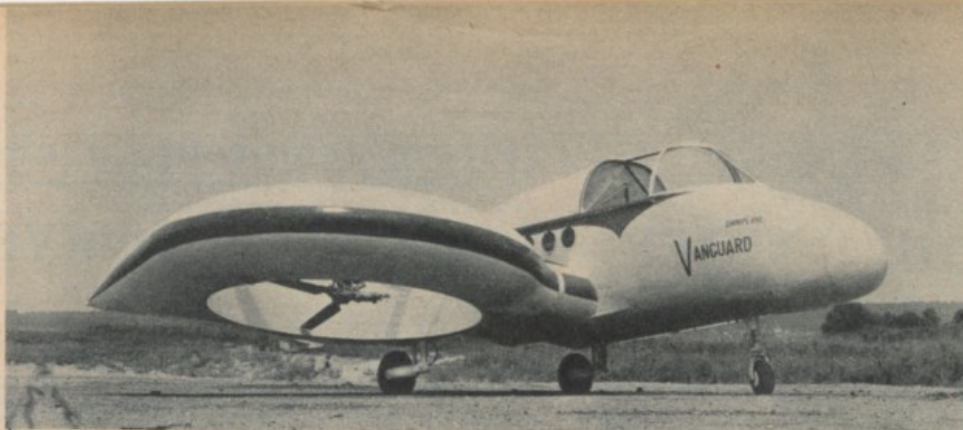
Le Vanguard 9 doit être un VTO à hautes performances, capable de satisfaire aux missions de surveillance. Au poids total de 1.180 kg, il volerait à 610 km/h au maximum.

Le Vanguard 12 serait un hydravion anti-sous-marin qui, au poids total de 11.800 kg, emporterait quatre hommes d'équipage, 900 kilos d'équipement électronique et 1.130 kilos d'armement.

Le Vanguard 16, lui, a été conçu pour satisfaire aux exigences des longues missions de sauvetage. Emportant deux hommes d'équipage, il doit être capable d'enlever quatre naufragés au cours d'un vol stationnaire. Cet avion satisfait également aux nouvelles spécifications de l'armée de terre américaine relatives aux STOL et VTOL.

Enfin, Vanguard a également conduit une étude préliminaire définissant les problèmes des hautes vitesses associées aux possibilités des VTOL. Par exemple, le modèle Vanguard 20 est un chasseur à grandes performances comportant des rotors principaux en bouts d'aile et des déflecteurs de tuyère pour le contrôle en lacet et en tangage.

On voit que la firme de Radnor a pensé à épuiser littéralement sa formule de VTOL en proposant toutes les formes d'avions exploitant au maximum la dite formule. Pour l'instant, les avantages de celle-ci restent à démontrer et c'est à quoi s'emploie, dans le domaine pratique, l'actuel prototype « Omniplane » dont nous suivrons avec intérêt la progression...



VANGUARD 2C « OMNIPLANE »

AVIATION *Magazine*

Attraction N° 1 de Farnborough:
LE SHORT S.C.-1



Au problème du décollage vertical, la Grande-Bretagne propose la solution Short S.C.-1 (Ektachrome Short Brothers and Harland Ltd).

BELGIQUE : 18 FR.
SUISSE : 2 FR.

1,20 N.F. **NUMÉRO 307**
15 SEPTEMBRE 1960

Décollage vertical : plus d'infrastructure conventionnelle avec

LE SHORT SC-1



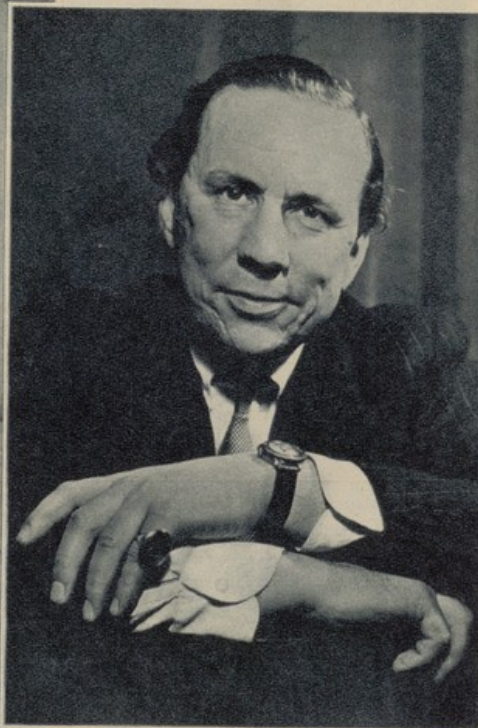
LE vol vertical et son cousin, le vol fixe, sont à la mode... Un peu partout dans le monde, des techniciens ont dépensé beaucoup de science et d'argent pour tenter de réaliser un véhicule aérien à la fois capable d'attacher une onde de choc plus ou moins conique à son nez et d'observer la naissance d'une taupinière...

En Angleterre, une tentative au moins a abouti à quelques résultats prometteurs tout en restant à l'intérieur des sujétions mentionnées par Jacques Lecarme dans son remarquable article intitulé « Mouches et sauterelles » (Cf n° 304). Il s'agit du Short SC-1 à cinq réacteurs dont les essais se poursuivent et qui donne suffisamment de satisfactions à ses constructeurs pour

par Jacques GAMBU
et Jean PERARD

que ceux-ci envisagent de poursuivre le développement de la formule et de passer ainsi de l'appareil expérimental à celui d'utilisation pratique.

Pour l'instant, on n'en est pas encore là et nous nous bornerons à étudier l'engin tel qu'il se présente de nos jours. On a affaire à un véhicule du genre « combiné », dans lequel les fonctions de sustentation et de propulsion ont été séparées. De plus, la première de ces deux fonctions combine l'emploi de réacteurs verticaux dont la poussée équilibre ou dépasse le poids de l'appareil et celui d'une aile classique fixe



M. Tom Brooke-Smith, chef-pilote d'essai, a eu la charge de la mise au point des prototypes du SC-1.

d'avion. Le Short SC-1 est donc à la fois un avion grâce à sa forme générale (mais un avion ignorant normalement le décrochage, surtout pendant les vols en transition), un réacteur volant, sorte de version très évoluée du « Lit cage » volant de Rolls-Royce, et un hélicoptère dont il a le type de commandes de vols avec réactions sensiblement analogues. Mais cet hélicoptère est sans rotor et, partant, capable de réaliser, sous une forme ultérieure, des performances supersoniques.

Les travaux commencèrent bien avant 1954, lorsque Short Brothers and Harland Limited proposa son projet d'appareil VTO. Dès cette époque, la firme de Belfast envisageait la réalisation de la cellule tout en confiant l'étude du système automatique de stabilisation (obligatoire dans tout appareil de cette formule) au Royal Aircraft Establishment. Cette étude devait se fonder sur les premiers résultats obtenus avec le système monté sur le « Lit cage » volant de Rolls-Royce qui commença à voler en août 1954.

C'est à cette époque également que Short reçut un premier contrat du Ministry of Supply (qui existait encore alors) pour l'étude et la réalisation de son projet. Des travaux ultérieurs, conduits notamment avec simulation du type de vol projeté, amenèrent les techniciens à revoir la question de la stabilisation automatique. L'expérience de Short dans ce domaine se fondait sur les développements entrepris en l'usine de Castlereagh sur les engins spé-

ciaux, computers, etc. Cette expérience suffit à inciter les techniciens à introduire quelques modifications dans le projet initial et c'est ainsi, par exemple, que l'énergie électrique utilisée pour le fonctionnement des valves et autres équipements de contrôle de stabilisation fut remplacée par l'énergie hydraulique. De même, tous les circuits du « Lit cage » volant, qui étaient doublés, furent triplés sur le SC-1.

C'est seulement le 12 novembre 1955 que fut divulgué le projet PD-11 (Project Design 11). Le contrat du Ministry of Supply spécifiait que la firme Short était maître d'œuvre, ayant ainsi toute liberté, mais aussi toute liberté dans le développement des travaux. Ses principaux collaborateurs furent donc Rolls-Royce pour les ensembles de propulsion et de sustentation, et le RAE pour la stabilisation automatique.

Finalement, deux prototypes furent commandés et effectivement construits à Belfast. Le premier de ceux-ci commença ses essais au sol en décembre 1956, aux mains du chef-pilote d'essais Tom Brooke-Smith qui ne lâchera plus le SC-1... Ce premier XG-900 n'avait alors reçu que son réacteur arrière de propulsion. Il ne pouvait donc voler que comme avion classique. Il le fit à partir du 2 avril 1957, à Boscombe Down où il avait été transporté. Avec lui, on explora les qualités de vol du SC-1 comme avion, soit dans la future configuration de croisière, au poids total près. Parallèlement à cela, des essais de soufflerie et des calculs déterminaient le comportement relatif

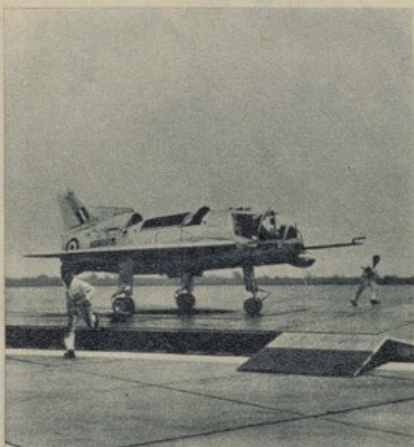
clage de l'air chaud rejeté vers le bas et heurtant le sol que par l'herbe venant s'accumuler contre les grilles protégeant les entrées d'air. Bien vite, Brooke-Smith regagna le sol avant que les choses ne se gâtent... On apprit ainsi qu'une infrastructure était toujours nécessaire aux VTO qui prétendaient s'en affranchir, ainsi qu'on le verra plus loin...

Quoi qu'il en soit, la dernière tranche des essais fut entreprise dès la fin du SBAC Display de 1959. Jusqu'alors, on n'avait fait que serrer le problème au plus près, sans tenter la transition. En vol vertical, le SC-1 avait vu sa vitesse de translation passer de 0 à 65 km-h. en faisant pivoter les réacteurs verticaux de façon à obtenir une composante horizontale suffisante. D'autre part, en vol classique tous réacteurs de sustentation arrêtés, les vitesses avaient été explorées de 315 km-h. à 245 km-h., celle de décrochage en configuration « avion ».

Le « trou » subsistant entre les vitesses supérieure et inférieure fut comblé progressivement. En configuration « sustenté », l'appareil fut poussé jusqu'à 150 km-h. par tranches de 20 km-h. successives. A chaque progression, le pilote vérifiait que la pression en amont des entrées d'air des réacteurs restait convenable, cependant qu'il tâta les commandes aérodynamiques. En configuration « propulsé », la vitesse de l'avion fut réduite très prudemment de 250 à 140 km-h., réacteurs de sustentation en route et venant assister la voilure fixe insuffisante. Les deux vitesses extrêmes se



Au cours de l'été de 1958, le Short SC-1 commença les essais de vol fixe et vertical au portique...



... puis la fameuse transition fut réussie deux ans plus tard. Ce film montre la facilité apparente...



des deux systèmes de sustentation et de propulsion de l'appareil.

Le voisinage des réacteurs de propulsion et de sustentation étant ainsi préparé, l'appareil reçut ses moteurs verticaux en usine. Pour ne pas retarder le développement du programme, c'est le second prototype — XG-905 — qui en fut équipé, en avril 1958. Le 26 mai suivant, l'appareil effectuait ses premiers vols sous entraves, au portique spécial qu'on avait érigé pour lui à Belfast. En novembre 1958, avaient lieu les premiers vols libres verticaux et fixes. Il n'était pas encore question de passer en translation, mais on savait alors que l'appareil se tenait bien en l'air, tant en vol normal (grâce au premier prototype) qu'en vol stationnaire et vertical (grâce au second exemplaire). Restait à relier ces deux cas de vol par la tranche d'essais devant aboutir à la fameuse transition, bête noire de tous les VTO !...

En préparation de cela, le XG-905 subit, durant 1959, un chantier de modifications et de finition d'équipement. La tranche délicate d'essais eut lieu à Bedford, sur le terrain du RAE qui est le CEV anglais. En septembre de la même année, l'appareil était présenté au public de Farnborough avec le relatif succès que l'on sait. Dès qu'il eut franchi l'aire bétonnée et qu'il se fût aventuré au-dessus de l'herbe, le SC-1 vit bientôt sa puissance diminuer, tant par le recy-

recoupant largement, il semblait évident que la transition pouvait avoir lieu sans trop d'histoires.

Finalement, le 6 avril 1960, Tom Brooke-Smith entamait une série de vols sensationnels par leur signification et leur promesse. Décollant de la piste de Bedford comme un avion classique, il effectuait un tour de piste puis, à 300 km-h., allumait ses quatre réacteurs de sustentation. Il se présentait alors dans l'axe de la piste, en une longue approche pendant laquelle il diminuait sa vitesse et confiait peu à peu la sustentation de son appareil à ses réacteurs verticaux. La vitesse était tombée à 0 alors que le SC-1 se trouvait à 30 mètres d'altitude. Le pilote fit alors descendre sa machine verticalement et la stoppa à 6 mètres du sol en un vol stationnaire parfait. Puis, tous réacteurs hurlant, l'appareil fut accéléré et, redevenant avion classique, revint se poser comme il était parti. Le vol avait duré 20 minutes. Les transitions étaient autant de faits accomplis, mais il restait encore du travail. Le fait que l'appareil ne s'était pas posé à la verticale, pas plus d'ailleurs qu'il n'avait décollé ainsi, laissait à penser que des sujétions graves interdisaient ces phases de vol. Plus tard, une première réponse nous parvenait dans l'installation d'une plate-forme spéciale de décollage... Quant à l'atterrissage, il ne pouvait avoir lieu de façon rigoureusement verticale en l'absence également d'une infrastructure particulière.

LE Short SC-1 appartient à la classe des appareils combinés VTO à assiette sensiblement constante dans toutes configurations de vol.

Il consiste dans l'assemblage d'éléments principaux suivants :

- Quatre réacteurs verticaux placés au centre de gravité de l'appareil et capables d'être orientés de 30° sur la verticale, vers l'avant et vers l'arrière. Bien entendu, l'entrée d'air de ces réacteurs est dorsale et leur sortie ventrale.

- Un réacteur arrière, incliné pour des raisons de logement et alimenté par une entrée d'air dorsale noyée dans la naissance de la dérive.

- Un poste de pilotage monoplace à l'avant, disposant d'un siège éjectable léger et d'une visibilité imprenable.

- Une aile delta classique.

- Des tuyères de stabilisation montées à l'avant et l'arrière du fuselage et en bouts d'aile ou presque. Ces tuyères sont alimentées par de l'air comprimé.

- Un atterrisseur tricycle fixe dont les jambes principales sont toutefois capables de pivoter en arrière légèrement pour faciliter les atterrissages verticaux.

DESCRIPTION

Le bord de fuite est occupé par les volets de profondeur et les ailerons, tous articulés en deux points dont un commun, selon leur rive contiguë. Les ailerons, à l'extérieur, offrent une surface totale de 0,80 m² et sont munis de tabs automatiques. Commandés rigidement, ils sont munis d'un petit ressort de restitution mécanique d'efforts.

Les volets de profondeur ont une surface totale de 1,35 m². Sans fente comme les ailerons, ils sont commandés par une servo-commande irréversible avec restitution artificielle d'effort au manche. La profondeur droite est dotée d'un trim tab électrique et celle de gauche d'un tab automatique.

La structure de l'aile repose sur un bilongeron. Le longeron avant, en flèche, est situé à 30 % des cordes. Il est suivi du longeron principal et d'un longeronnet faisant office de gouttière des volets mobiles de bord de fuite. Les deux longe-

sur les semelles des longerons et des nervures nombreuses.

Le bord d'attaque rapporté est traité comme un réservoir structural. Il comporte donc un voile arrière d'étanchéité indépendant de l'âme du longeron avant. L'ensemble est rapporté à ce longeron selon cinq ferrures à l'extrados et deux seulement à l'intrados. Cet élément structural s'étend jusqu'à la jonction des deux longerons de voilure et n'intéresse donc pas la totalité du bord d'attaque.

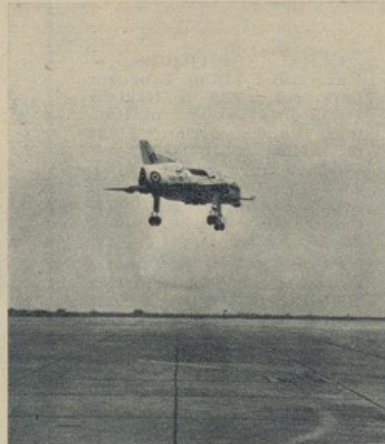
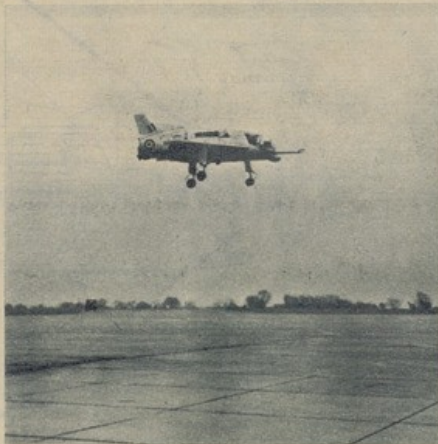
Les volets de bord de fuite sont tous des monolongerons classiques. Ils sont munis de masses d'équilibrage boulonnées contre un longeronnet avant et à l'intérieur du revêtement roulé avant. La profondeur est sollicitée par une bielle dynamométrique placée en aval de la servo-commande et attaquant les leviers solidaires des tubes de torsion des gouvernes.

poussée du réacteur arrière accessible lorsque l'appareil vole en croisière, le pilote ne touchant alors pas au levier spécial puisque les réacteurs de sustentation sont stoppés.

En dessous du poste de pilotage et en amont, on trouve le système avant de contrôle par jet en tangage et en lacet. A la suite du poste, une travée d'équipements groupe une turbine à air entraînant une pompe hydraulique et une génératrice, trois bouteilles d'air comprimé sphériques, etc. La partie inférieure de ce compartiment reçoit le support de l'atterrisseur avant.

A la suite, on a groupé les quatre réacteurs de sustentation en une travée ouverte au-dessus et en dessous. Au-dessus, une grille dorsale protège les persiennes d'entrée d'air. Normalement fermées par de simples ressorts mécaniques, ces persiennes s'ouvrent sous l'effet de la dépression causée par la mise en route des réacteurs, tout comme les portes des entrées d'air additionnelles des avions classiques.

Toujours au-dessus, et en



... de la manœuvre qui se déroule entièrement à basse altitude, sans que l'avion ait un instant changé d'assiette, avec une sûreté impressionnante.

Tout cela, bien sûr, avec la constante obsession du poids, qu'il fallait le plus faible possible...

La voilure

Chargée de porter l'avion en translation rapide, l'aile ne participe en aucune manière aux décollages et atterrissages verticaux. En cas d'arrêt éventuel des réacteurs, elle permet un atterrissage d'urgence. Ainsi qu'on l'a vu dans l'exposé des essais, la voilure permet d'utiliser le SC-1 comme avion conventionnel, mais dans des conditions de vitesse et de longueur de piste qui nous éloignent même de l'avion conventionnel ! Il est bien évident que les performances de basse vitesse n'ont pas été recherchées spécialement, et pour cause.

L'aile delta pure est dotée d'une flèche au bord d'attaque de 54°. Son profil est un NACA symétrique 0010 de 10 % d'épaisseur relative. Aucun dièdre, et l'ensemble est calé à 0° sur la référence-fuselage. Celle-ci est d'ailleurs matérialisée par le fond plat dudit fuselage.

rons avant et principal ont des structures analogues comprenant une âme pleine et des semelles en cornière en L usinées et de section décroissant en envergure. Le longeron principal tient la flexion et ses semelles reçoivent donc chacune une ferrure d'attache au fuselage. Par contre, le longeron avant n'est tenu au fuselage que par une seule ferrure solidaire de la semelle supérieure (extrados).

Le nervurage est parallèle à l'écoulement général. Chaque nervure comprend une âme en tôle ajourée par des assiettes et à bords cambrés. Certaines sont chapeautées par des cornières mises en forme. D'autre part, le volume de l'aile compris entre les deux longerons, le fuselage et l'attache du train principal est nervuré par des ponts en tôle laissant l'espace maximal à la disposition des réservoirs souples prévus en cet endroit. Commandes de vol et circuits des commandes par jet passent entre le longeron principal et la gouttière de volets. Bien entendu, le revêtement général est métallique, sans le secours d'aucun lissage, les panneaux étant rivés

Le fuselage

D'une longueur propre de 7,45 m., le fuselage se signale par son fond plat et plan matérialisant, nous l'avons dit, la référence-fuselage.

A l'avant, le poste de pilotage, non pressurisé, jouit d'une visibilité étonnante, bien nécessaire. Le pilote est assis sur un siège Martin Baker Mk-V4 léger, à commande à rideau. L'accès au poste se fait par le toit de la verrière qui se relève vers l'arrière et est largement aux fins d'éjection éventuelle. Les commandes classiques d'avion sont accompagnées d'un levier supplémentaire analogue à celui de pas collectif des hélicoptères. Ce levier commande la poussée des réacteurs de sustentation, cependant que sa poignée tournante sollicite le réacteur de propulsion. Pour dégager au maximum la visibilité vers l'avant et le bas, le tableau de bord est relativement bas. Un pupitre droit groupe les commandes et contrôles électriques. Le pupitre de gauche reçoit les commandes des réacteurs, dont la manette de

amont des persiennes, des volets commandés peuvent s'ouvrir face à l'avant et alimenter ainsi les réacteurs dès que l'appareil prend une certaine vitesse de translation. Ces volets sont analogues à ceux de capot d'un moteur à pistons, mais tournés vers l'avant. Une grille de protection intérieure est aménagée entre ces volets et la chambre de tranquillisation et d'aspiration des réacteurs. En vol à grande vitesse, l'ouverture de ces volets suffit à créer une pression d'admission capable de faire démarquer les réacteurs sans le secours de l'air comprimé soutiré sur le réacteur arrière de propulsion.

En dessous du fuselage, chaque paire de réacteurs (avant et arrière) est solidarisée par un fond percé au droit des tuyères et donnant un semblant de forme à cette partie de l'avion tout en permettant le pivotement des moteurs. De plus, un auvent intéressant le tiers avant de la péripérie des tuyères dépasse du fond de fuselage et joue le rôle d'intercepteur d'écoulement évitant la déviation du jet gazeux

en période de translation précédent ou suivant une transition.

A l'arrière, on trouve le réacteur de propulsion et la dérive. L'entrée d'air dorsale est dotée d'un piège à couche limite et la tuyère classique d'éjection est surmontée du logement du parachute-frein. En dessous, le système arrière de commande par jet en tangage et lacet trouve sa place.

La dérive est dotée, comme la voilure, d'un profil NACA 0010. Sa surface totale atteint 1,08 m² dont 0,40 m² sont affectés à la gouverne de direction. Cette dernière est actionnée rigidement depuis le poste de pilotage et ne comporte aucune compensation. Toutefois, une petite corne de sommet recèle une masse d'équilibrage.

Le fuselage est construit en trois éléments : le poste de pilotage et sa travée arrière, le logement des réacteurs de sustentation et l'ensemble arrière incluant la dérive venue de construction.

La structure repose sur un ensemble serré de cadres plus ou moins interrompus au droit des ouvertures nombreuses. Les cadres sont espacés d'environ 18 cm. seulement et réunis par des

CARACTERISTIQUES.

— Envergure : 7,16 m. Longueur hors tout : 9,10 m. Hauteur (train en avant) : 3 m. Hauteur (train en arrière) : 3,25 m. Surface alaire : 13,19 m². Poids total maximal : env. 3.630 kg. (avion conventionnel) et 3.540 kg (configuration VTOL). Charge alaire : 275/268 kg/m².

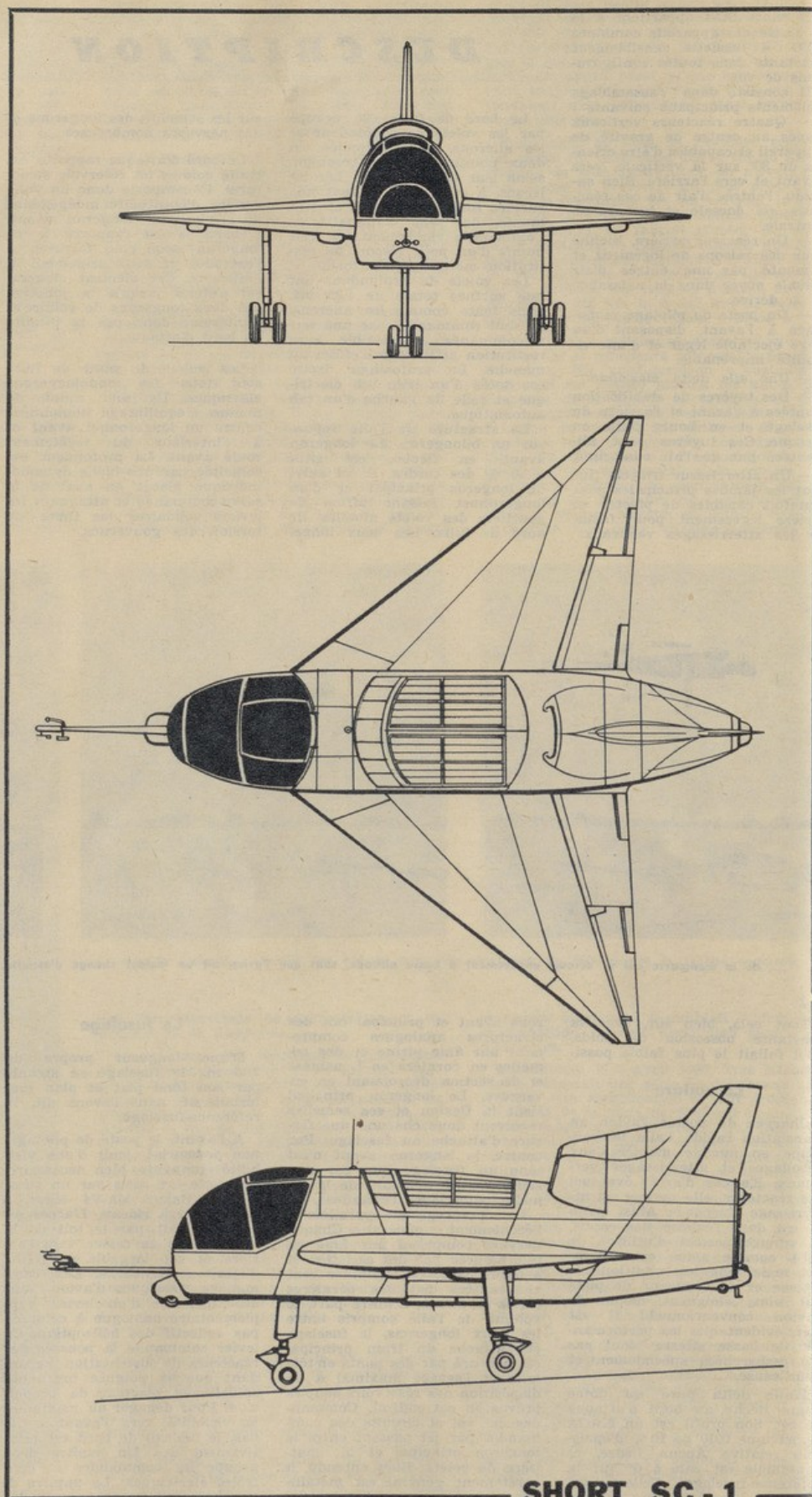
PUISSANCE. — Quatre réacteurs de sustentation Rolls-Royce RB-108 de 965 kgp et un réacteur de propulsion de même type.

PERFORMANCES. — Non divulguées. Vitesse atteinte en palier : 360 km/h.

éléments longitudinaux, longerons, faux longerons, renforts et lisses nécessités par le passage des efforts dans un fuselage particulièrement aéré... Le siège éjectable coulisse sur deux rails rapportés à la cloison arrière. Celle-ci reçoit, sur sa face arrière l'attache du train avant et les supports des équipements. Cette travée est accessible par deux portes latérales et une porte ventrale. De son côté, le volume compris sous le plancher du poste de pilotage est accessible grâce à un panneau ventral démontable. Il en est de même pour l'arrière du fuselage qui ne comprend pas moins de trois panneaux inférieurs.

Le logement des réacteurs verticaux consiste pratiquement en deux flancs caissonnés sur lesquels sont articulés les deux réacteurs avant et les deux arrière. Ces caissons sont à double peau, alliage léger à l'extérieur et titane à l'intérieur. Le logement est limité en avant et en arrière par des cloisons fortes contenant les traversées de fuselage des deux longerons de voilure.

Enfin, la partie arrière comprend un cadre oblique se poursuivant vers le haut par le longeron de dérive. La structure de



— SHORT SC - 1 —

cette dernière est complétée par un longeron arrière, un nervure en tôle ajourée et un revêtement général. Quant à l'arête dorsale, elle est une simple carrosserie rapportée sur le dos du fuselage.

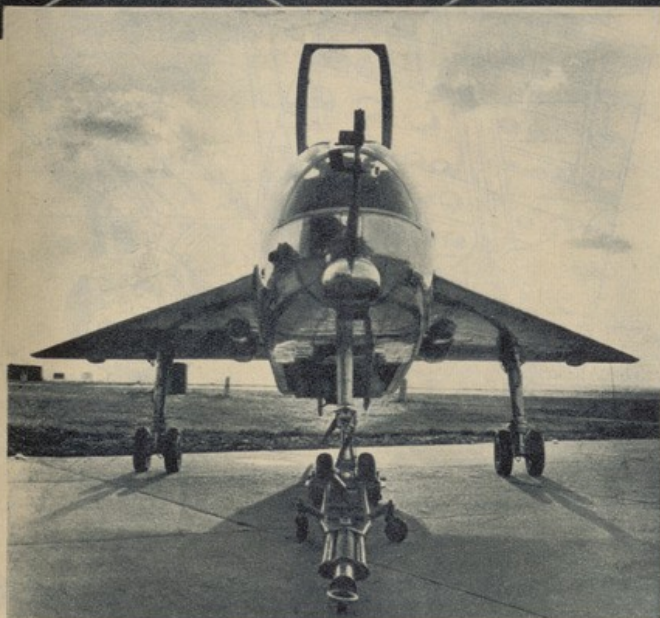
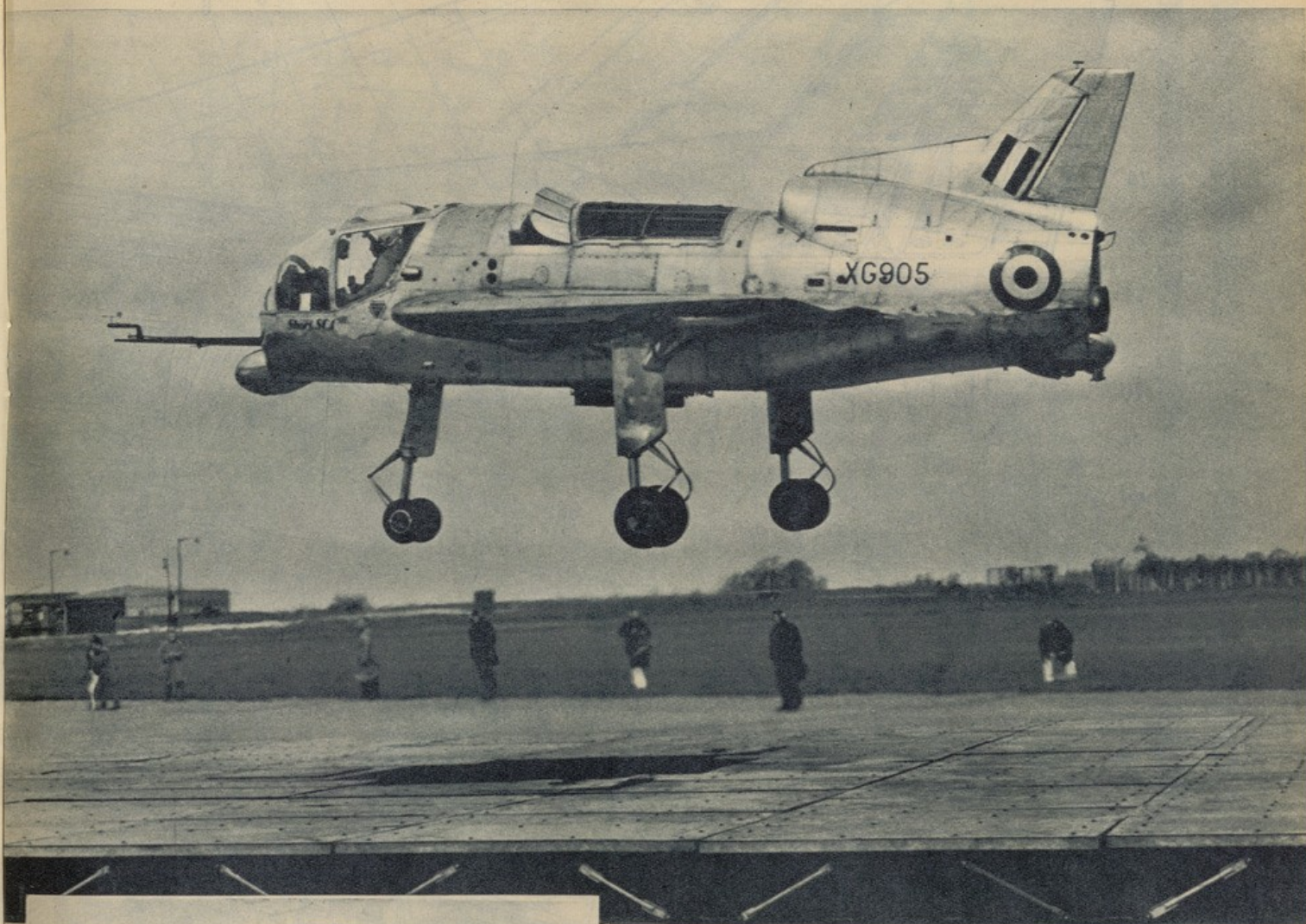
Les réacteurs

Dernier développement connu des petits réacteurs très simples commencés il y a sept ans par Rolls-Royce avec le RB-82 « Soar », le RB-108 est cependant traité comme une turbomachine

complète comportant, toutefois, le minimum de commandes et d'accessoires. D'un très haut rapport poussée/poids, le RB-108 fournit 965 kg de poussée statique.

Les quatre réacteurs de sus-

Les quatre réacteurs sont solidarisés, à hauteur de leur carter de compresseur axial, en une paire avant et une paire arrière. Chaque paire est montée sur des tourillons transversaux situés dans le plan des cordes de la voi-



Ci-dessus, jambes de train en position arrière, le Short SC-1 décolle au-dessus de la plaque d'acier de Belfast. Ses volets avant d'entrée d'air sont ouverts et l'appareil ne va pas tarder à s'élancer en translation. Ci-contre, l'engin vu de face.

tentation sont évidemment placés au droit du centre de gravité de l'appareil. Chacun d'eux est commandé par un ensemble mécanique groupant le démarrage à air comprimé, l'arrêt et la commande de poussée. Les quatre commandes de poussée sont ensuite groupées en une commande unique rappelant, nous l'avons dit, le levier de pas collectif des hélicoptères. Une prise d'air comprimé sur chaque réacteur alimente les commandes par jet employées à basse vitesse et en configuration VTOL. Lorsque les réacteurs sont démarrés au sol, cet air comprimé est toujours dissipé dans le système de commandes par jet, afin d'éviter le décrochage des aubes des compresseurs. Les valves de décharge sont normalement fermées sous l'action de ressorts et sont ouvertes depuis le poste de pilotage par des commandes pneumatiques.

lure et lui permettant d'osciller de 30° vers l'avant et l'arrière autour de la verticale, sous l'action d'un vérin hydraulique à commande électrique.

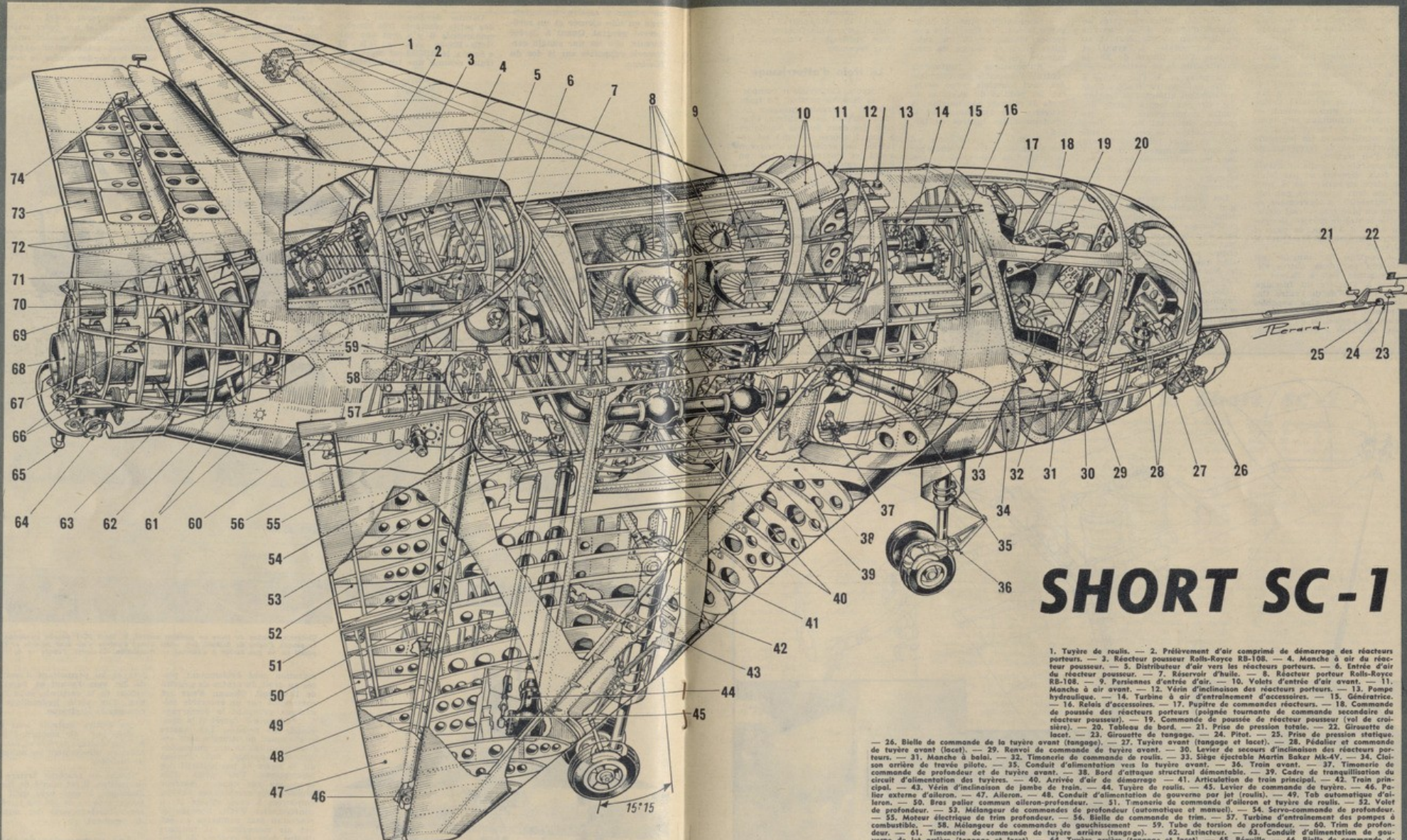
Ces quatre moteurs sont démarrés par l'air comprimé prélevé du réacteur arrière et venant attaquer directement les aubages de turbines.

Quant au réacteur arrière de propulsion, il est monté de façon classique, à ceci près qu'il est posé « cabré » de 30° sur la référence fuselage pour des raisons de logement.

Les commandes de vol

Les commandes de vol du Short SC-1 sont doublées et correspondent aux deux cas de vol de l'appareil : avion et VTOL. Elles comprennent donc les com-

(Suite page 28.)



SHORT SC-1

1. Tuyère de roulis. — 2. Prélevement d'air comprimé de démarrage des réacteurs porteurs. — 3. Réacteur poussoir Rolls-Royce RB-108. — 4. Manche à air du réacteur poussoir. — 5. Distributeur d'air vers les réacteurs porteurs. — 6. Entrée d'air du réacteur poussoir. — 7. Réservoir d'huile. — 8. Réacteur porteur Rolls-Royce RB-108. — 9. Périennes d'entrée d'air. — 10. Volets d'entrée d'air avant. — 11. Manche à air avant. — 12. Vérin d'inclinaison des réacteurs porteurs. — 13. Pompe hydraulique. — 14. Turbine à air d'entraînement d'accessoires. — 15. Génératrice. — 16. Relais d'accessoires. — 17. Pupitre de commandes réacteurs. — 18. Commande de poussée des réacteurs porteurs (poignée tournante de commande secondaire du réacteur poussoir). — 19. Commande de poussée de réacteur poussoir (vol de croisière). — 20. Tableau de bord. — 21. Prise de pression totale. — 22. Girouette de lacet. — 23. Girouette de tangage. — 24. Pitot. — 25. Prise de pression statique. — 26. Bielle de commande de la tuyère avant (tangage). — 27. Tuyère avant (tangage et lacet). — 28. Pédalier et commande de tuyère avant (lacet). — 29. Renvoi de commande de tuyère avant. — 30. Levier de secours d'inclinaison des réacteurs porteurs. — 31. Manche à balai. — 32. Timonerie de commande de roulis. — 33. Siège éjectable Martin Baker Mk-4V. — 34. Cloison arrière de travée pilote. — 35. Conduit d'alimentation vers la tuyère avant. — 36. Train avant. — 37. Timonerie de commande de profondeur et de tuyère avant. — 38. Bord d'attaque structural démontable. — 39. Cadre de tranquillisation du circuit d'alimentation des tuyères. — 40. Arrivée d'air de démarrage. — 41. Articulation de train principal. — 42. Train principal. — 43. Vérin d'inclinaison de jambe de train. — 44. Tuyère de roulis. — 45. Levier de commande de tuyère. — 46. Pailier externe d'aileron. — 47. Aileron. — 48. Conduit d'alimentation de gouverne par jet (roulis). — 49. Tab automatique d'aileron. — 50. Bras pailier commun aileron-profondeur. — 51. Timonerie de commande d'aileron et tuyère de roulis. — 52. Volet de profondeur. — 53. Mélangeur de commandes de profondeur (automatique et manuel). — 54. Servo-commande de profondeur. — 55. Moteur électrique de trim profondeur. — 56. Bielle de commande de trim. — 57. Turbine d'entraînement des pompes à combustible. — 58. Mélangeur de commandes de gauchissement. — 59. Tube de torsion de profondeur. — 60. Trim de profondeur. — 61. Timonerie de commande de tuyère arrière (tangage). — 62. Extincteur. — 63. Conduit d'alimentation de gouverne de jet arrière (tangage et lacet). — 64. Tuyère arrière (tangage et lacet). — 65. Béquille. — 66. Bielle de commande de tuyère arrière (tangage). — 67. Commande de tuyère arrière (lacet). — 68. Tuyère de réacteur poussoir. — 69. Parachute-frein. — 70. Secteur de commande de tuyère arrière (lacet). — 71. Bielle de commande de direction. — 72. Pailier inférieur et tube de torsion de direction. — 73. Gouverne de direction. — 74. Pailier supérieur de gouverne.

mandes aérodynamiques classiques d'un avion delta et les commandes par jet employées lorsque les premières sont inopérantes.

Les commandes aérodynamiques ne présentent pas de caractère particulier et nous en avons parlé. Celles par jet utilisent l'effet de réaction provenant de l'éjection d'air comprimé à travers des tuyères spéciales. Celles-ci consistent, grossièrement, en des tubes horizontaux largement fendus vers le bas et dans lesquels tourbillonnent les boisseaux d'ouverture et de fermeture du débit d'air réglable.

Le contrôle en roulis est assuré par deux éléments, un par demi-aile, placé en arrière de la jonction des deux longerons, non loin de l'extrémité, et légèrement en retrait du plan transversal contenant le centre de gravité. Ils agissent ainsi à 2,70 m. de part et d'autre du plan de symétrie de l'appareil.

Le contrôle en tangage est maintenu par deux autres éléments situés l'un à l'avant et l'autre à l'arrière du fuselage, soit à 6,90 m. l'un de l'autre. Ces éléments sont, de plus, capables de pivoter autour de l'axe longitudinal de l'avion, et en sens inverse, de façon à assurer égale-

ment le contrôle en lacet. Ce mouvement pivotant est commandé par des câbles rapportés au guignol d'attaque de la gouverne de direction (à l'arrière) et au pied des pédales (à l'avant) et dispose d'une liberté de 30° de chaque côté de la verticale.

La pression de l'air utilisé à partir des quatre réacteurs de sustentation atteint 4,50 kg/cm². Cet air chemine, à partir des quatre compresseurs, dans des sphères entourant les tourillons d'articulation des réacteurs, puis dans un cadre tubulaire faisant le tour des moteurs et, enfin, dans les conduits alimentant chaque tuyère spéciale. Les tubes et le cadre de tranquillisation sont en magnésium.

Les quatre tuyères spéciales sont normalement fermées à demi et l'action du pilote sur les commandes provoque la fermeture d'un boisseau et l'ouverture maximale du boisseau opposé de chaque paire (tangage et roulis), ainsi que la rotation différentielle des tuyères de tangage aux fins de contrôle en lacet.

Commandes aérodynamiques et commandes par jet peuvent être actionnées par le pilote selon trois processus :

— **Entièrement manuel** : le pi-

lote contrôle directement tout l'ensemble.

— **Semi-automatique** : le pilote garde le contrôle direct des gouvernes classiques et un autopilote prend en charge les commandes par jet.

— **Automatique** : l'autopilote contrôle l'ensemble des commandes, sauf toutefois celles de lacet, les pédales de direction du poste de pilotage commandant la gouverne aérodynamique et le pivotement des tuyères de tangage.

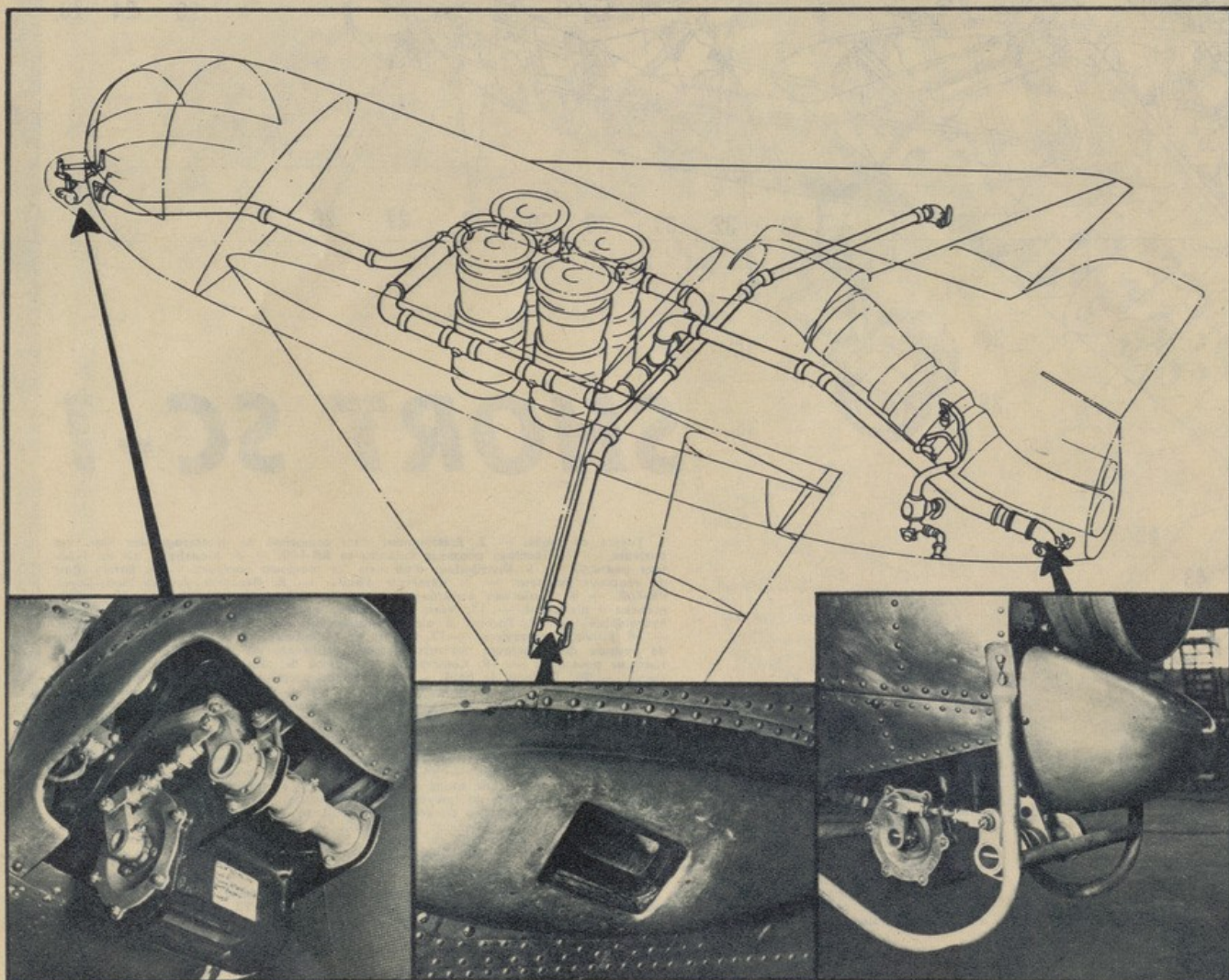
Le système de pilote automatique reste secret. Il a été étudié par la division de mécanique de précision de Short, installé à Castle-reagh, en collaboration avec le R.A.E. Short a déjà produit quelques simulateurs qui ont été commercialisés et, par ailleurs, l'ensemble du pilote automatique de l'avion-cible « Canberra » U-10. Dans le SC-1, deux blocs (un de tangage et un de roulis, le lacet restant toujours à la discrétion du pilote) restituent les trois séquences de pilotage par enclenchement ou libération d'ensembles de timonerie partant de ces blocs ou y parvenant. Ce que l'on sait encore, est que les servo-commandes contrôlant l'autopilote sont triplées. Cet autopilote est cinq fois plus puissant qu'un

pilote automatique classique. Cela est nécessaire pour assurer la sécurité de cet appareil expérimental qu'une dissymétrie de régime suffirait à retourner en deux secondes...

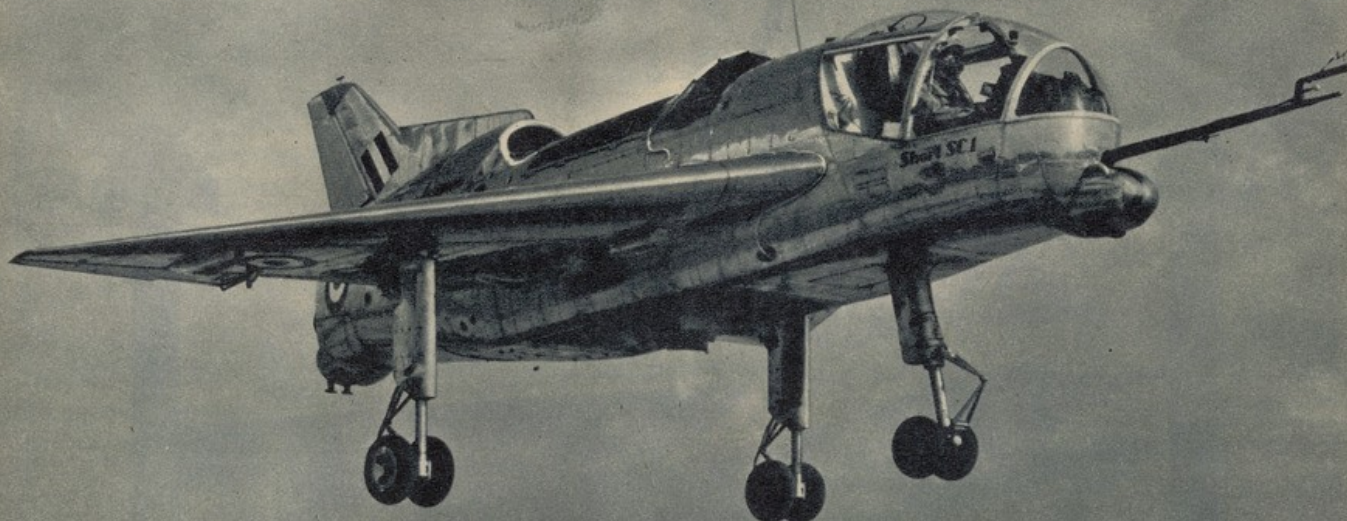
Le train d'atterrissage

Tricycle, l'atterrisseur comporte des diabolos partout. Le train principal présente quelques caractéristiques particulières. Chacune des deux jambes élastiques à longue course (57 cm.) est articulée en arrière du longeron avant et contreventée par un vérin permettant de modifier son inclinaison. De la position arrière extrême (atterrissages verticaux), la jambe peut pivoter de 15° vers l'avant pour les atterrissages normaux. Un atterrissage vertical avec les roues avancées risquerait de faire basculer l'avion sur l'arrière. De ce fait, si la voie est constante — 3,50 m. — l'empattement varie de 2,48 m. à 2,75 m. Les jambes de train principal forment un angle de 67° avec la référence fuselage (et la corde de l'aile) en position avant et 82° en position arrière.

En bout de chaque jambe, on trouve deux roues solidarisées par un axe qui est verrouillé lors-



Détail de l'alimentation et de la disposition des commandes de vol par jet



que la jambe est avancée (vol normal). Cet axe est libéré en position arrière. Dans ce dernier cas, un rappel dans l'axe maintient les roues, mais l'avion devient cependant une authentique table roulante.

Le diabolos avant est identique aux principaux, en ce qui concerne articulations et verrouillages. De plus, l'ensemble est articulé selon un axe longitudinal qui permet aux deux roues de s'appliquer au sol quel que soit la « gîte » de l'avion au sol et à l'impact. Ces roues disposent ainsi d'un débattement transversal de 8° de chaque côté de l'horizontale.

Energies de servitude

Les réacteurs RB-108, appartenant à la famille des turbomachines légères, ne comportent pas de relais d'entraînement d'accessoires. On a donc prélevé encore un peu d'air sur leur compresseur pour alimenter une turbine séparée, laquelle entraîne les accessoires à travers un régulateur de régime. Une panne de cette turbine serait éventuellement signalée au pilote qui reprendrait alors le contrôle manuel de son appareil. La prise d'air comprimé est connectée sur le réacteur arrière de propulsion qui alimente un distributeur central. Partant de ce distributeur, l'énergie est répartie vers le démarrage des réacteurs de sustentation, la ventilation du réacteur arrière, la turbine d'entraînement des pompes à combustible, la turbine des accessoires, la pressurisation du réservoir d'huile, etc...

La turbine d'accessoires entraîne la pompe hydraulique et la génératrice de 28 volts.

L'énergie hydraulique utilise un liquide minéral OM-15 sous une pression de 175 kg/m². Elle alimente l'ensemble de l'auto-pilote, la servo-commande de profondeur, celles des commandes par jet, la restitution des efforts au manche pour la profondeur, le système de transition de vol et l'orientation des réacteurs de

Comment vole le Short SC-1 ?

Comment vole le SC-1 ? Secret ! On ne peut le dire qu'en termes vagues. Mais on sait toutefois suffisamment de choses pour se faire une idée relativement précise de la question.

Tout d'abord, dès la mise en œuvre, le réacteur arrière de propulsion est démarré à l'aide d'une batterie d'aérodrome de bouteilles d'air comprimé soufflant directement, à 5,25 kg/cm², sur les aubes de la turbine. Très rapidement, le RB-108 prend son régime. Si le réacteur arrière est seul en route, l'avion roule alors et le pilote choisit la phase de pilotage manuelle. Les roues principales sont en position « avant ». Persiennes et volets avant des réacteurs de sustentation sont fermés. L'avion décolle ainsi, après avoir roulé abondamment, à une vitesse de 260 km/h.

En vol, les volets avant peuvent être ouverts par le pilote qui démarre alors les quatre réacteurs de sustentation en utilisant, normalement, l'air comprimé prélevé sur le réacteur arrière. Dès ce moment, le SC-1 peut devenir un VTOL. Le pilote a sa main gauche sur le levier du type « hélicoptère » et commande ainsi la poussée des réacteurs « porteurs », cependant qu'il garde toujours le contrôle de la poussée du réacteur arrière grâce à la poignée tournante du levier. Il pilote alors le SC-1 comme

un hélicoptère : pas collectif avec le levier gauche spécial et pas cyclique avec les commandes classiques agissant sur les gouvernes et les commandes par jet. Avant d'en arriver là, le pilote a réduit son réacteur arrière, incliné ses réacteurs porteurs vers l'arrière, de façon à disposer d'une composante de poussée horizontale négative freinant l'appareil. De plus, il a cabré jusqu'à 10 environ, afin d'accroître encore l'effet de freinage.

Les essais ont montré que l'avion pouvait ainsi passer de la vitesse 260 km/h à la vitesse 0 km/h en 365 mètres.

En transition inverse, les réacteurs porteurs sont inclinés vers l'avant, donnant une composante horizontale favorable, puis le réacteur arrière est poussé à fond. L'avion s'accélère alors rapidement et à 60 km/h, les gouvernes aérodynamiques commencent à répondre. A 260 km/h, les réacteurs porteurs peuvent être stoppés, l'ailé fixe suffisant à assurer sa sustentation. Les persiennes se sont fermées automatiquement et le pilote a, de son côté, abaissé les volets avant. Le fuselage redevient lisse. Le SC-1 peut alors se poser de façon conventionnelle, en utilisant le parachute de queue dont l'effet est plus de stabilisation que de freinage.

Si l'avion est utilisé en VTOL pur, il doit alors décoller verticalement à partir

d'une plate-forme en acier carrée de 12 m. de côté, placée à 30 cm. du sol et percée d'un trou octogonal de 2,50 m. à travers lequel passe et se dissipe le jet chaud des réacteurs porteurs. Si le décollage à partir de cette infrastructure ne pose pas de problèmes particuliers, par contre, l'atterrissage devra se faire avec une approche la plus rapide possible dans le temps et se terminant pile au-dessus de la plaque... L'expérience a montré qu'à Belfast un vol fixe de quelques secondes à une altitude de 6 m. au-dessus d'une surface en dur faisait bouillir les joints de dilatation des dalles de béton.

Rolls-Royce a d'ailleurs étudié ces effets alarmants en montant un réacteur RB-108 verticalement dans le fuselage d'un « Meteor ». L'affaire est sérieuse si l'on songe que le SC-1 en vol fixe près du sol crée une zone chaude d'environnement d'un rayon de près de 30 mètres. Cette présence réduit la poussée des réacteurs par augmentation de la température d'entrée d'air et fait éclater les pneus en 90 secondes...

Une première solution palliative consiste à faire rouler l'appareil quand les réacteurs porteurs sont démarrés de façon à étaler la zone chaude, l'appareil s'en évadant à mesure qu'il la crée. Dans ce cas, le SC-1 décolle rapidement comme un STOL, et non plus comme un VTOL.

sustentation, ainsi que les vérins d'inclinaison du train principal. Pour des raisons de poids, les circuits hydrauliques n'ont pas été doublés.

L'énergie électrique, à partir de la génératrice de 28 volts,

comprend une batterie tampon de 25 Ah et une batterie de secours capable de 60 Ah. Deux convertisseurs, avec un troisième en secours, sont utilisés pour les instruments radio et l'auto-pilote. L'électricité sert encore à

commander la sortie du parachute-frein d'atterrissage.

Enfin, une génération pneumatique comprenant trois sphères d'accumulation est utilisée en secours pour les freins et le système de transition.

AVIATION *Magazine*

L'ANTI-GRAVITATION EST-ELLE POUR 1960 ?



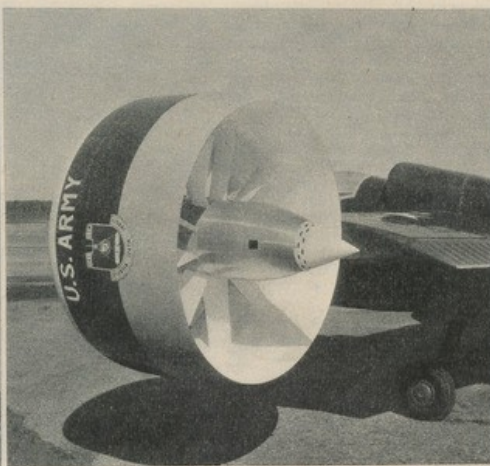
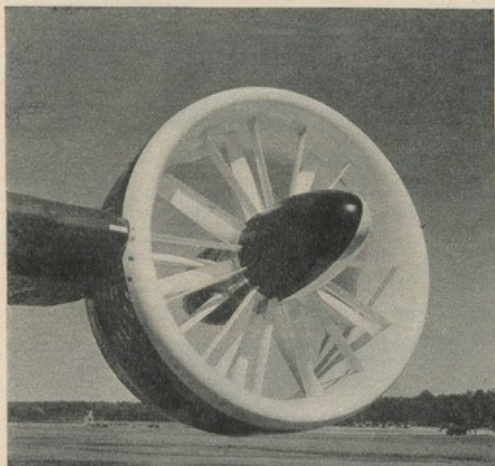
Propulsé par deux tunnels carénant des hélices à huit pales, le Dook 16, désigné officiellement VZ-4 Da, est le premier appareil convertible américain ayant donné entière satisfaction. (Photo Howard Levy).

BELGIQUE : 18 FR.
SUISSE : 2 FR.

120 FR.
1,20 N.F.

NUMÉRO 290
1^{er} JANVIER 1960

Le Doak-16 sera-t-il le premier VTOL opérationnel de l'US Army ?



Faces avant, à gauche, et arrière d'un rotor caréné de bout d'aile. On remarque les poinçons amont, les mâts aval et le rotor à huit pales, le seul mobile de tout cet enchevêtrement de rayons et dont on distingue à peine les pales.

FONDEE en 1940 par Edmond R. Doak, la Doak Aircraft Company, Inc installée à Torrance (Californie) s'est d'abord consacrée à la réalisation d'avions et d'éléments sous contrats des grands aviateurs américains. Cette activité lui permit d'entreprendre d'intensives recherches sur les techniques du vol vertical. Après études, une première réalisation, le Doak 16, fut développée pour le compte du TRECOM (Transportation Research and Engineering Command) de l'armée de terre américaine (U.S. Army) qui désigna l'appareil VZ-4 Da. Le premier vol du prototype eut lieu le 25 février 1958, sur l'aéroport municipal de Torrance.

par Jacques GAMBUT
(Photos Howard LEVY.)

aux mains de James B. Reichert, chef aérodynamicien et chef-pilote de la firme. L'appareil fut ensuite transféré au centre de Edwards AFB, pour essais officiels et, en septembre 1959, il était finalement accepté par l'U.S. Army qui entreprend avec lui 50 heures d'essais d'évaluation. Ce sont les premiers de ce genre conduits avec une machine de cette formule...

Le Doak 16 appartient, en effet, à la classe des appareils convertibles dans laquelle le système de propulsion est également chargé de la sustentation en vol stationnaire, décollage et atterrissage. Ce système repose sur deux rotors carénés articulés en bouts d'aile et pouvant être disposés horizontalement ou verticalement. Soulignons à ce sujet que le rendement de ces rotors est nettement supérieur en vol vertical qu'en translation, lesdits rotors à pas fixe étant des ensembles plus spécialement destinés à provoquer une grande quantité de mouvement d'air, plutôt qu'un effort de traction proprement dit. Cette notion de quantité de mouvement est liée à celle de sustentation et on en trouve des exemples avec les diverses plates-formes vo-

lantes Hiller, Piasecki, Chrysler, etc... qui utilisent les rotors carénés. Néanmoins, le Doak 16 décolle et stationne comme un hélicoptère et, en même temps, affiche des performances en vol horizontal très supérieures à celles des giravions.

dotée d'un profil NACA 2418 modifié. Elle est traversée, à 25 % des cordes où l'épaisseur est de 38 cm, par un gros tube d'aluminium dans lequel circule l'arbre de transmission des rotors carénés. Les ailerons classiques ont une envergure

de 0,91 m. pour une corde de 35 cm et leur débattement n'atteint que 11° au total.

Chacun des tunnels d'extrémité a un diamètre extérieur de 1,50 m. et intérieur de 1,22 m. Sur une structure de base en dural, on a posé un bord d'attaque en plastique (fibre de verre), le reste étant revêtu de magnésium. Il pivote de 90° à une vitesse angulaire de 10°/sec. sous l'action d'un vérin électrique déjà utilisé par Lockheed pour mouvoir les volets de son T-33. Les deux vérins droite et gauche sont synchronisés, bien sûr, et commandés à partir d'un bouton de trim classique placé sur la poignée du manche à balai. L'arbre de transmission aboutit à un fuseau central de 1,83 m. de long contenant le renvoi de mouvement et maintenu en place au milieu du tunnel par 14 poinçons avant en plastique armé et, surtout, par 9 mâts en acier inoxydable situés en aval du rotor. Celui-ci comprend huit pales également en acier inoxydable, tournant à 4.800 tr/min. au maximum et à pas fixe. Chaque pale a une corde maximale de 9,5 cm et son extrémité tourne à un demi-millimètre des parois intérieures du tunnel... Enfin, les 14 poinçons avant sont orientables et agissent ainsi en intercepteurs d'écoulement-amont produisant un effet de roulement venant remplacer les ailerons inefficaces en vol stationnaire.

Le fuselage est réalisé en tube.



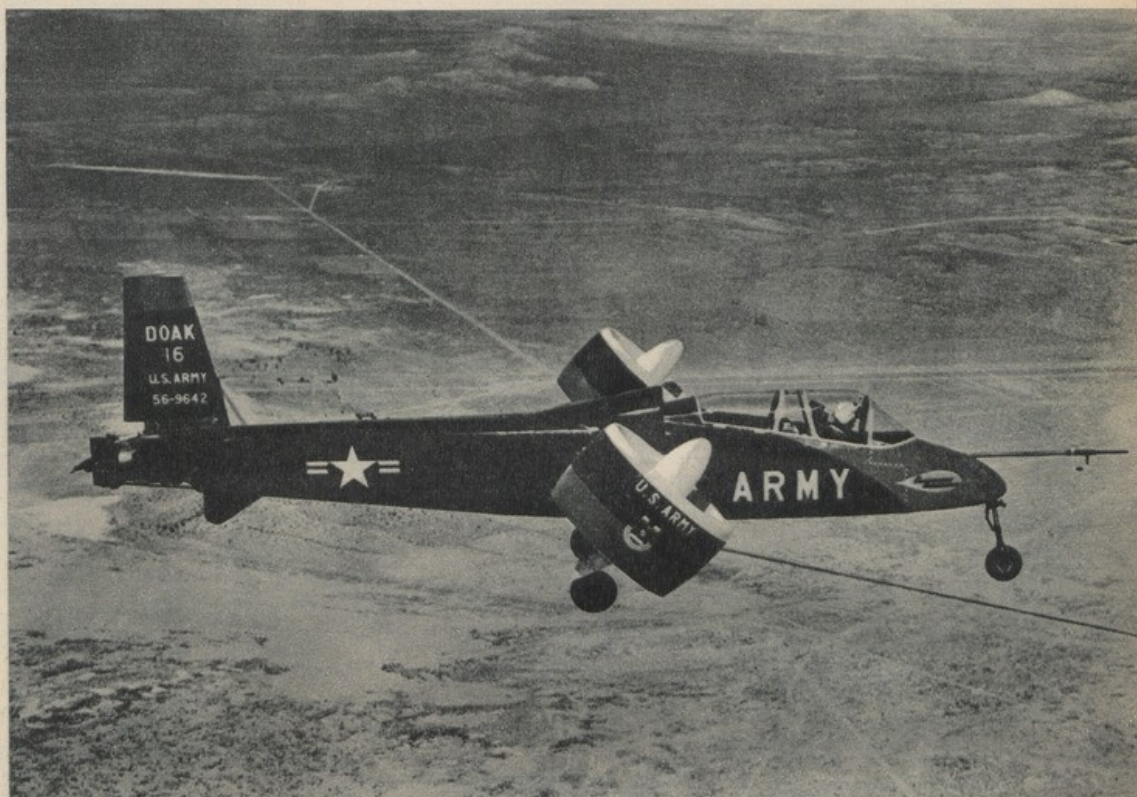
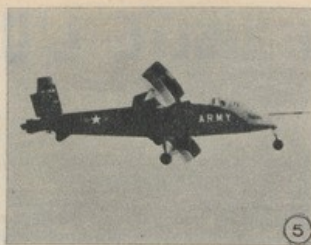
Tous les cas de vol ont lieu, de plus, sans changement d'assiette. Avec sa voilure fixe et ses rotors pivotant sous toute position entre 0 et 90°, le Doak 16 peut, lorsque l'infrastructure le permet, soit décoller comme un avion classique, soit encore le faire comme un STOL, les rotors étant alors axés entre 30 et 45° sur l'horizontale. Dans ce dernier cas, il emporte une charge plus forte qu'en cas de décollage absolument vertical, tout en quittant le sol sur une courte distance. L'étude du Breguet 941 nous a appris déjà qu'une faible longueur de roulement apportait de substantiels avantages quant à la charge enlevée.

Revenons au Doak et mentionnons d'abord sa simplicité. Il ne comporte, en effet, aucun système de pilotage automatique ni de stabilisation, aucune servo-commande et aucun amortissement artificiel.

Sa voilure fixe, métallique, est

* Vue de profil de l'appareil, ci-dessus, avec les rotors en position verticale pour le décollage. La vue de détail ci-dessous montre les empennages aérodynamiques classiques et les surfaces noyées dans le flux de la tuyère. A l'encontre des premières, ces surfaces sont toutes mobiles et munies d'antitab de restitution d'efforts au manche. Timoneries de commande communes.





Les différentes phases d'une transition effectuée à basse altitude entourent la vue de l'appareil volant en altitude, en configuration STOL, rotors mi-cabrés...

d'acier soudés, avec habillage de plastique à l'avant et de magnésium en arrière de l'aile. On y trouve d'abord le poste de pilotage biplace en tandem — le poste arrière recevant les instruments d'essais pour le moment — équipé des commandes

conventionnelles, un réservoir de 225 litres, puis la turbine Lycoming YT-53 L-1 de 825 ch su. l'arbre, alimentée par une entrée d'air dorsale bien placée pour éviter l'ingestion d'objets étrangers. La tuyère de la turbine débouche à l'arrière de

l'avion où l'on trouve les empennages. Ceux-ci sont doublés. Les surfaces aérodynamiques classiques, avec stabilo en dièdre de 10°, servent en vol de croisière. Elles sont assistées de surfaces en acier inoxydable plongées dans le souffle de la

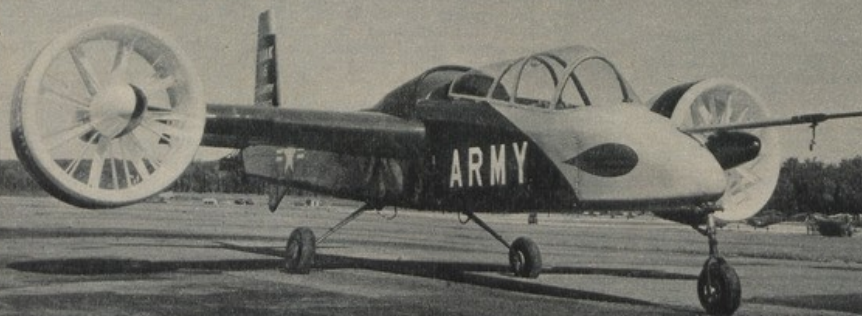
tuyère et jouant le même rôle en cas de vol stationnaire. Dans ce cas, les tunnels sont légèrement axés vers l'arrière pour qu'une composante inverse horizontale vienne compenser la poussée résiduelle de la turbine. Les deux types de gouvernes sont connectées à la même timonerie d'arrivée et débattent donc ensemble. Selon le cas de vol, l'un est efficace et l'autre inopérant, ou vice-versa.

Enfin, l'ensemble repose sur un train tricycle fixe emprunté à un Cessna 182 et offrant une voie de 2,60 m.

Envergure sans les tunnels : 4,87 m. Envergure hors-tout : 7,87 m. Surface alaire : 8,90 m². Allongement : 2,67 m. Longueur : 9,75 m. Hauteur : 3,05 m. Poids à vide : 1.043 kg. Poids total : 1.360 kg. Charge alaire : 152,80 kg/m². Performances tenues secrètes.

À la fin septembre 1959, l'appareil avait totalisé 150 heures de vol comprenant 17 transitions vol vertical-vol de croisière et « retour », à des altitudes oscillant entre 950 et 1.830 m. Aux mains du constructeur, le Doak 16 avait exploré tous les cas de vol, et par conséquent effectué ses premières transitions, dans les 13 heures initiales d'essais. La Doak Aircraft étudie maintenant une version de transport extrapolée de son prototype actuel.

Cette vue de trois quarts montre les rotors en position « vol de croisière » et l'atterrisseur emprunté à un Cessna 182...



Aviation
magazine
NATIONAL

l'Allemagne aérospatiale



N° 490 1^{er} MAI 1968 3 F BELGIQUE 30 FB SUISSE 4,35 FS ESPAGNE 52,50 P BIMENSUEL

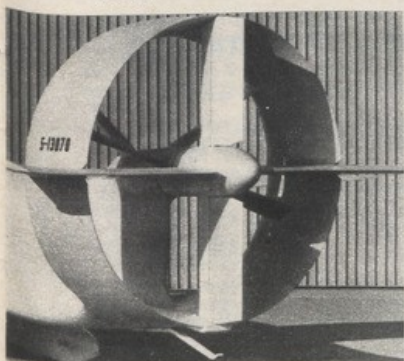
type précédent qui disposait de gouvernes de queue extérieures au canal, le « Marvel » a vu ces gouvernes placées dans le soufflé de l'hélice, acceptant du même coup une pénalité sensible concernant la traînée.

Dans le fuselage, un turbomoteur Allison T-63 de 250 ch tourne à 6 200 tr/mn, un réducteur ramenant ce régime à 2 075 tr/mn à l'arbre d'hélice. Cet arbre long est supporté par cinq paliers et tout l'ensemble est ceint d'un tube en plastique dans lequel circule l'huile de lubrification.

Le système d'aspiration de la couche limite trouve sa source directement à hauteur du compresseur de la turbine, sans aucun dispositif intermédiaire.

L'ensemble de l'appareil repose sur un atterrisseur à quatre roues — deux en tandem de chaque côté — et capable de supporter un impact au sol à une vitesse verticale de descente de 3,60 m/sec.

Le calcul donne une force de propulsion de l'hélice carénée de 590 kg ce qui, joint à un coefficient de portance maximale de 4,5 donne un envol après un roulement de 37 m et le passage des 15 m en 60 m. Au poids de 1 090 kg pour un poids à vide de 725 kg, la vitesse maximale est de 330 km-h et l'appareil monte à près de 9m/sec avec une vitesse sur trajectoire de 110 km-h.



Le canal entourant le propulseur bipale et les gouvernes soufflées cruciformes du XV-11A, entièrement construit en plastique donnant un grand fini de surface.

L'envergure est de 7,97 m, tout comme sur le « Marvelette », mais la longueur est ramenée à 7,13 m.

Les dimensions du canal carénant l'hélice sont les mêmes.

Les premiers essais ont montré que la traînée de l'atterrisseur était prohibitive, en regard de la recherche du Cx minimal et une solution à train escamotable est maintenant étudiée.

Il ne reste plus, après cet exposé d'un travail de treize ans, qu'à attendre la suite des essais, et au lecteur, de se forger un opinion sur la rentabilité de ces efforts constants...

Jacques GAMBU

Informations et photos Howard LEVY

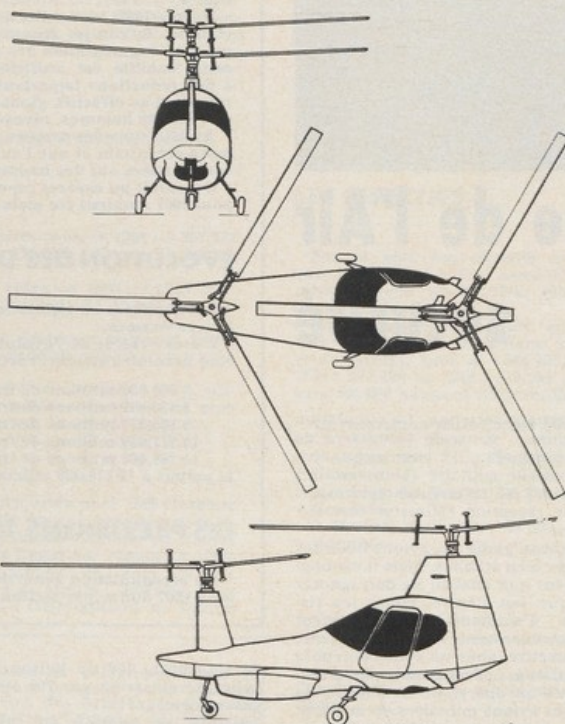


grâce à l'apport de Filper Research. En fait, la construction de l'appareil ne demanda pas plus de 254 jours ouvrables.

Le premier vol eut lieu le 26 mai 1966 et la présentation publique le 15 juin suivant, soit trois semaines après. C'est dire la rapidité de la mise au point et, partant, la « santé » de la formule. Celle-ci, principalement repose sur l'emploi de deux rotors rigides en tandem.

Premier de cette formule, le « Beta » 200 doit terminer ses essais de certification au début de l'année prochaine. Après quoi, une production de série sera lancée

Le « BETA » 200, hélicoptère léger



qui atteindra, selon ses promoteurs, un rythme de sortie jamais obtenu jusqu'à ce jour pour un hélicoptère de cette importance. Le prix avancé pour le « Beta » 200 ne doit pas dépasser la dizaine de millions d'anciens francs...

Pour terminer, voici quelques chiffres : Diamètre des rotors : 6,22 m. Longueur du fuselage : 5,34 m. Largeur du fuselage : 1,25 m. Voie de l'atterrisseur escamotable : 1,52 m. Hauteur au rotor avant : 2,35 m. Hauteur au rotor arrière : 2,97 m. Poids à vide : 453 kg. Poids total : 771 kg. Moteur Continental 10-360 E à injection de 210 ch. Vitesse maximale : 240 km-h. Autonomie avec 30 mn de réserve : 640 km.

H.L.

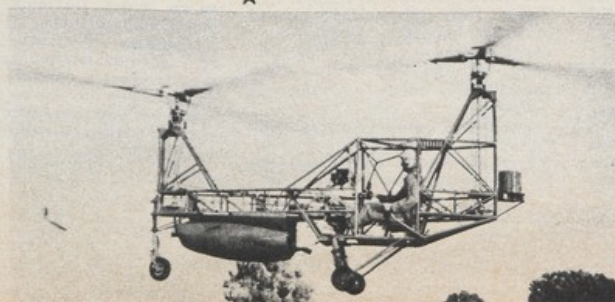
SELON la Filper Research de San Ramon, en Californie, son créateur, le nouvel hélicoptère léger « Beta » 200 représente une révolution pour ce genre de véhicule aérien. « Ceux qui pilotent un avion de tourisme sont capables de prendre place à bord

du « Beta » 200 », affirment les responsables de la firme.

L'appareil a, il est vrai, été étudié avec grand soin. A partir d'un brevet concernant un rotor rigide, le « Gyroflex », et pris en 1950, les travaux ont commencé, d'abord timidement, puis plus rapidement

Révolutionnaire de forme il veut l'être aussi à l'emploi

A gauche le banc d'essai volant tubulaire et, à droite, l'essai « en cage » du prototype du Beta 200 les pales enlevées...



L'Allemagne et le décollage vertical

dans le domaine de l'étude des composants V/Stol, il est garanti qu'en cas de besoin d'un avion de combat de la génération suivante, l'expérience dirigeante dans ce domaine n'est pas seulement atteinte dans la moyenne mais est perfectionnée au-delà. La capacité de l'EWR, pour 1968, doit être utilisée en prévision des tâches suivantes :

- **entretien logistique - technique et construc-**

MESSERSCHMITT Projets V/STOL

LE bureau d'études de Messerschmitt se livre déjà depuis quelque temps à des études sur une nouvelle sorte d'avions V/STOL. Pour la première fois, à l'occasion du Salon de l'Aéronautique de Paris de 1967, on apprit quelque chose sur le projet de Messerschmitt concernant le « Rotor-Jet » Me-408. La dernière variante de cette proposition de projet prévoit un avion militaire à applications multiples, avec un poids au décollage de 5 tonnes et dont les moteurs verticaux sont logés dans des nacelles de chaque côté de l'aile.

Deux générateurs de gaz du moteur GE T58, qui sont logés dans les deux nacelles des ailes, doivent servir à volonté à l'entraînement de la turbine du moteur d'élévation et de la « tip-turbine » du système de propulsion. Les gaz des générateurs doivent être répartis sur chaque turbine après passage par une vanne d'inversion intercalée. Des distributeurs réglables partagent, suivant les besoins, le débit de gaz des générateurs.

L'aménagement de l'avion et de l'espace utile doit être conçu, dans le « Rotor-Jet » Me-408, de façon telle qu'il offre une bonne possibilité d'application pour différentes missions militaires. Il est prévu d'équiper le Me-408 pour les formes de service suivantes :

- **Avion de transport pour 9 personnes.**
- **Avion sanitaire.**
- **Avion estafette.**

tif - technique du système d'armement « Starfighter » de l'armée de l'air,

- **travaux d'études sur le nouvel avion de combat NKF, en association avec la firme allemande VFW (Brême),**
- **continuation des études de composantes de différents domaines d'armement d'avions, en particulier de la technique V/Stol.**

- **Avion émetteur de brouillage (ECM).**

- **Petits transporteurs pour la zone de combat, jusqu'à 900 kg de charge utile.**

L'aile trapézoïdale du projet Me-408 se termine en flèche à l'arrière. Pour obtenir une vitesse de transition minimale, on a prévu des volets de haute portance à grande profondeur et envergure, qui peuvent être remontés jusqu'à 90°. A l'encontre des plans précédents, avec les nacelles de rotors en bout

Equipage : 2 hommes.

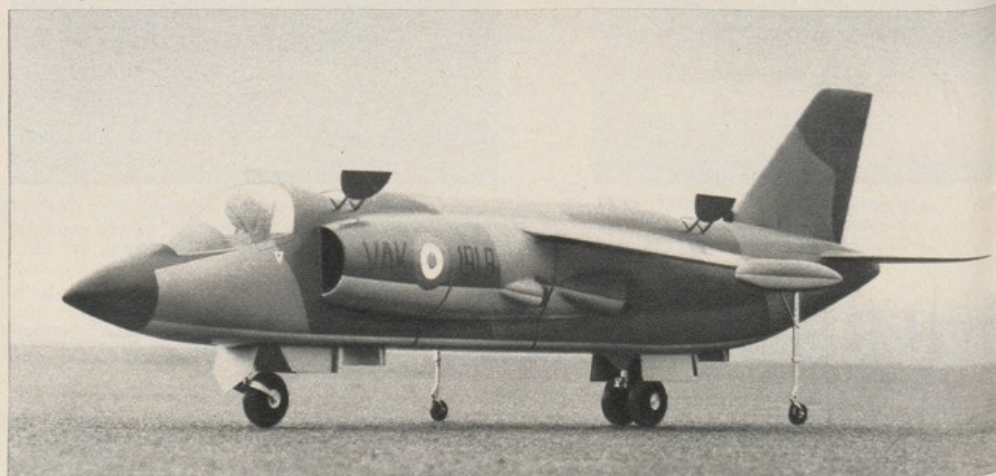
Moteurs : 2 General Electric T58-GE-16. Puissance au décollage : 2×1.850 ch. Puissance permanente : 2×1.650 ch. Envergure : 10,60 m ; longueur : 10,82 m ; hauteur : 3,58 m. Surface de l'aile : 14,05 m². Allongement : 8. Nombre de pales de rotor : 2×4 ; diamètre de rotor : 6,0 m. Longueur de fuselage : 9,94 m. Longueur de la cabine : 4,62 m ; largeur : 1,58 m ; hauteur : 1,52 m. Surface utile : 3,58 m² ; volume utile : 7,85 m³. Poids à vide : 3,067 t. Charge utile : 1,993 t. Poids au décollage : 5,0 t. Vitesse de croisière max. à 6.000 m d'altitude : 790 km/h. Vitesse de montée au niveau de la mer : 20,5 m/s. Plafond pratique : 10.500 m. Rayon d'action avec 900 kg de charge utile : 2.100 km. Vitesse de croisière : 750 km/h. Altitude de vol : 9.000 m. Rayon d'action avec max. de carburant : 3.060 km.

A côté des travaux sur le projet décrit ci-dessus, du « Rotor-Jet » Me-408, les ingénieurs du bureau d'études de Messerschmitt s'occupent d'une étude de projet d'un avion de transport VTOL qui, de même que le projet Me-408, serait basé sur le

tation escamotables de l'aile, peut décoller et atterrir verticalement. Des générateurs à gaz doivent actionner, par l'entraînement des turbines, le dispositif d'élévation et les hélices de propulsion sous les nacelles de rotors. Le débit de gaz, réglable en continu, des générateurs à gaz alimentant les dispositifs de sustentation et de propulsion, doit permettre une exploitation optimale de la puissance motrice pour les transitions de décollage et d'atterrissage.

En vol de croisière, les moteurs de sustentation arrêtés, avec les pales de rotors pliées vers l'arrière, seraient rentrés avec peu d'effort dans les nacelles des ailes, de sorte que l'avion correspondrait alors à un avion à ailes rigides conventionnel. A l'arrêt ou en marche des rotors, la commande de rotors serait coupée ou branchée.

Les dispositifs de poussée de sustentation du projet de transporteur V/STOL P. 2020-4 seraient actionnés par deux générateurs à gaz GEI de General Electric, logés dans les nacelles de rotors. La bifurcation des gaz chauds doit être effectuée par inversion sur la turbine motrice destinée à l'entraînement des rotors ou sur chacune des hélices de croisière de la « tip-turbine » placées sous les nacelles de rotors. Les 4 pales de rotor, relativement rigides, peu-



Un gros réacteur Rolls Royce/MAN RB-193 à tuyères orientables et deux réacteurs verticaux RB-162 équipent le premier projet VAK-191 en cours de développement conjoint entre VFW (Allemagne) et Fiat (Italie).

d'aile et les moteurs en bout de fuselage, les nacelles pour les rotors et les moteurs sont maintenant placées entre les volets et les ailerons.

Données techniques sur le « Rotor-Jet » Me-408 (situation en février 1968) :

principe de l'avion combiné. Les premiers plans de ce projet de transporteur en cours, sous la désignation Me-P. 2020-4, prévoient un avion de transport V/STOL militaire de la catégorie de charge de 7 tonnes qui, à l'aide de moteurs de susten-

vent subir une vitesse d'extrémités de pales élevée. A l'arrêt, les rotors seraient inclinables et le repliement simultané des pales vers l'arrière possible. Les deux rotors seraient reliés par un arbre transversal de synchronisation.

Données techniques provisoires pour le projet de transporteur militaire V/TOL Me-P. 2020-4 de Messerschmitt :

Moteur : 2 × General

16,940 t. Charge totale par VTOL ; 9,060 t. Poids de décollage VTOL ; 26,00 t. Poids de décollage STOL : 30,00 t.

● PUISSANCE DE VOL

mer : 23,6 m/s. Plafond pratique : 11.300 m. Rayon d'action avec une charge utile de 4 t : 2.170 km. Vitesse de vol : 740 km/h. Altitude de vol : 9.000 m. Rayon d'action

paix. D'autre part, il y a un grand avenir pour les transports aériens VTOL civils, dans le cadre d'un développement futur des transports.

Transporteur VTOL ou STOL ?

La menace de dispersion des terrains STOL est pratiquement fonction de leurs dimensions car il faut surtout penser à la probabilité de découverte des terrains STOL par l'adversaire. Plus petit est le terrain, moins grande est la probabilité de sa découverte. Le risque de menace est réduit efficacement quand les distances de décollage et d'atterrissage ne dépassent pas sensiblement 300 m. De telles plates-formes existent en quantité suffisante en Europe.

De par ces considérations de service, une transporteur STOL serait suffisant. Cependant, des considérations techniques montrent que des distances de décollage et d'atterrissage de 300 m ne peuvent plus être réalisées de manière classique avec des moyens aérodynamiques (hypersustentateurs). Il faut une force de poussée mécanique supplémentaire, qui doit être mise en œuvre pour obtenir la capacité VTOL véritable. La dépense qui en résulterait serait relativement faible par rapport à celle du STOL/300 m. La dépense n'augmente, par rapport aux transporteurs conventionnels, que de 5 à 7 % environ mais les avantages de service du véritable avion VTOL sont nettement supérieurs.

Problèmes logistiques

Les avions VTOL offrent l'avantage de pouvoir être déplacés sur de petits terrains non préparés que l'adversaire ne connaît d'abord pas. Les problèmes spécifiques se situent dans le domaine de la logistique, c'est-à-dire l'approvisionnement et les facilités de mise en service des avions de transport. Les terrains de VTOL ne doivent servir que de place de dégagement pour les appareils, on n'y effectue que la vérification précédant le vol et le contrôle entre deux vols. Les avions volent du terrain VTOL au dépôt où ils sont chargés et approvisionnés en carburant. Des contrôles périodiques sont effectués dans des chantiers



Dans le cadre du développement des avions VTOL VJ-101 C, ce modèle X 2 a permis d'expérimenter l'emploi de la post-combustion sur les réacteurs pivotants de bouts d'aile, jusqu'à la configuration stationnaire...

Electric GEI. Puissance de décollage : 2 × 6.300 ch. Puissance permanente : 2 × 5.500 ch. Envergure : 23,32 m ; longueur : 21,46 m ; hauteur : 8,50 m. Surface de l'aile : 68,00 m². Nombre de rotors : 2 ; nombre de pales : 4 ; diamètre : 13,5 m. Largeur max. du fuselage : 3,3 ; hauteur du fuselage : 3,1 m. Longueur de cale : 10,0 m sans plate-forme de chargement (13,5 m avec plate-forme de chargement). Largeur du plancher de la cale : 3,10 m ; largeur max. de la cale : 2,3 m ; hauteur max. de la cale : 2,3 m. Cabine pressurisée et climatisée.

● POIDS : Cellules plus nacelles : 9,625 t. Moteurs : 4,645 t. Equipement de transport militaire : 2,500 t. Poids de fonctionnement à vide :

(avec rotors) : Vitesse max. à 1.100 m d'altitude : 870 km/h. Vitesse de montée au niveau de la

de translation avec 30 t de poids au décollage : 5.920 km. Vitesse de vol : 720 km/h.

Transporteurs à décollage vertical

L'ETUDE d'avions de transport VTOL pour l'usage militaire n'est valable, en raison des frais d'études considérables, que si le concept choisi est approprié pour être la base d'un développement d'avions et s'il présente, du fait de ses qualités, une grande diversité de modèles, de sorte que la technologie étudiée pour l'armée puisse être utilisée dans toute son étendue.

D'une part, la mobilité de

la conduite de guerre et la technicité croissantes des troupes permet de s'attendre, en cas de guerre, à un besoin en moyens de transports extrêmement élevé qui, par suite de la destruction à craindre des voies de transport et des mouvements de troupes dans un grand rayon, exige des avions de transport puissants avec des caractéristiques VTOL. Mais on peut se demander si une telle capacité peut être utilisée judicieusement dans le sens militaire en temps de

L'Allemagne et le décollage vertical

sous abris dispersés. Les différents vols de transfert du terrain VTOL au dépôt ou du terrain VTOL au chantier réduisent d'environ 10 % le temps disponible pour les vols de mission.

Le besoin supplémentaire de personnel pour la dispersion stratégique est très minime : + 2 %, les effectifs prévus pour le service de la base fixe étant toutefois décomptés. Un terrain VTOL ne nécessite qu'un effectif de 19 hommes. Cette équipe se compose de 2 pilotes, 2 copilotes, 2 chefs de chargement, 1 spécialiste de la sécurité aérienne, 1 sous-officier opérateur, un vérificateur général, 2 premiers et 2 seconds gardiens, un mécanicien radio-électricien et 6 hommes : personnel de sécurité du terrain.

Le besoin de matériel (appareils, véhicules, etc.) augmente d'environ 15 % par suite de la dispersion stratégique. La logistique des transporteurs V/STOL ne peut encore être résolue avec une dépense justifiable. Les problèmes logistiques avec les avions de transport V/STOL sont sensiblement réduits par rapport à ceux des avions de combat V/STOL — ne serait-ce que parce que les transporteurs peuvent eux-mêmes transporter leurs propres provisions logistiques, c'est-à-dire se ravitailler eux-mêmes.

Pour un avion de transport VTOL, se présentent une série de spécifications, qui déterminent de façon essentielle les possibilités d'utilisation de l'avion. On peut considérer comme critères essentiels, les caractéristiques de décollage et d'atterrissage ainsi que les capacités de transition. Les points suivants, chacun en particulier, ont une importance considérable :

- Erosion du sol minime.
- Bas plafond sonore.
- Consommation restreinte en vol plané.
- Transition simple.
- Grande vitesse de vol.
- Fonctionnement économique en vol rapide.
- Grande charge utile.
- Grande sécurité de fonctionnement et fiabilité.
- Nécessité d'entretien restreinte.

Pour l'emploi militaire d'un avion de transport, viennent au premier plan les caractéristiques

de l'avion relatives à l'érosion du sol au décollage et à l'atterrissage. Pour garantir une opération militaire efficace, cette sorte d'opération doit pouvoir opérer à partir de terrains quelconques, non préparés spécialement.

Par contre, le bruit est un critère décisif, en particulier pour l'utilisation civile.

Pour un avion de transport, la capacité de transport est primordiale. Celle-ci est essentiellement déterminée par la vitesse de vol, la rentabilité du vol de croisière et la charge utile. De bonnes puissances d'accélération et d'ascension sont importantes, aussi bien pour le service militaire que civil. Pour un avion de transport militaire, les chances de survie sont sans aucun doute accrues sensiblement quand l'avion, après l'accomplissement de sa mission, peut quitter rapidement la zone de danger.

Au cours des cinq dernières années, beaucoup d'études et, pour une certaine part, d'essais, ont été consacrés à cela, qui n'ont pu que partiellement éclaircir ces

L'APPAREIL A AILES PIVOTANTES VC-400

Dans les Usines Aeronautiques Reunies, VFW, on s'attache, depuis déjà environ trois ans, à la mise au point d'un avion de transport à décollage vertical, d'après le principe des ailes pivotantes, le VC-400. Cet avion doit réunir les qualités de l'hélicoptère (décollage vertical et atterrissage vertical) et les capacités d'avions de transport à turbopropulseurs, plus rapides. Il convient de manière égale à l'utilisation militaire et civile.

Du point de vue militaire, il doit combier, de par ses qualités, la lacune entre l'hélicoptère et les transporteurs conventionnels, par l'aptitude complémentaire à assumer les fonctions des deux de façon limitée. Du point de vue civil, il conviendrait au trafic aérien sur de courtes distances car il est peu bruyant et très économique. Le projet VC-400, sur la demande du ministère de la Défense, a conduit à la mise au point de deux avions expérimentaux pour la certification de cette conception et peut entrer en service dans la seconde moitié de l'année 1970. Le VC-400

questions. Ce qui manque, ce sont les expériences pratiques avec la troupe, avec de véritables avions de transport V/STOL. Avec un hélicoptère, toutes les questions de service dispersé d'avions V/STOL ne peuvent être éclaircies. Aujourd'hui, les premiers modèles de transporteurs V/STOL sont expérimentés.

En 1958, fut présentée en République fédérale, par BMW, une demande militaire d'un avion de transport V/STOL avec 4 tonnes de charge utile et 500 km de rayon d'action. La firme Dornier obtint la commande en 1959 de l'étude du projet Do-31 et — de la construction — à côté d'un banc d'essai volant, d'un banc volant à l'échelle de l'avion et d'une cellule pour les essais statiques, puis de deux avions de ce type. L'étude totale — y compris celle de la construction des trois cellules d'avion, des bords volants et d'une grande partie de l'expérimentation — coûta, en gros, 200 millions de DM.

Le développement du Do-31 fait l'objet d'un article séparé.

est actionné par 4 grandes hélices à pas variable, tournant lentement, disposées en tandem, qui pivotent avec les ailes en position verticale lors du passage en vol horizontal. Chaque propulseur est actionné directement par un moteur à turbine libre et est, en outre, relié à tous les autres moteurs par des arbres de synchronisation, de sorte que si l'un des moteurs tombe en panne, la puissance des moteurs restants est répartie uniformément sur les propulseurs et ainsi, même en cas de panne en vol, un atterrissage forcé sans risques est rendu possible.

La consommation de carburant est relativement minime en vol stationnaire de sorte que des temps de vol stationnaire plus longs ne conditionnent pas de perte importante en rayon d'action. Le choix de moteurs à turbines permet d'atteindre avec le propulseur, des vitesses allant jusqu'à 750 km/h et cependant, de voler de façon encore rentable. Cela donne des capacités de transport en tout point comparables à celles des avions de transport conventionnels.

Des essais continus chez VFW ont, en outre, montré que, en se basant sur ce principe, on peut mettre au point d'autres avions plus grands ou plus petits que le VC-400 actuel, pour d'autres buts opérationnels, de sorte qu'à la fin de la mise à l'épreuve de l'avion expérimental, la mise au point, le cas échéant, de toute une gamme de modèles, sur une base technologiquement sûre.



pourrait être étudiée. La mise au point du VC-400, qui détient les conditions préalables à une utilisation aussi bien militaire que civile dans la seconde moitié de l'année 1967, représente un pas important dans la résolution des problèmes des besoins de transports civils et militaires futurs avec des moyens évolués.

L'avion de transport pourvu de moteurs à réaction offre cependant une série d'avantages par rapport à d'autres conceptions comme, par exemple, les avions à propulsion et les hélicoptères.

● Les vitesses de croisière maximales, avec 800 - 1.000 km/h, sont supérieures à celles des autres avions. Il en résulte une plus ample capacité de transport.

● La conception du transporteur à réaction avec réacteurs verticaux en nacelles montre un grand potentiel de mise au point et une adaptabilité élevée à des exi-

gences diverses. Les nacelles peuvent être démontées et remplacées par des nacelles pourvues de moteurs plus modernes. Sans nacelles, l'avion est un transporteur conventionnel presque parfait.

Les problèmes particuliers des transporteurs VTOL à réaction avec moteurs d'élévation sont fondés sur les gaz d'échappement, riches en énergie. Il faut noter la

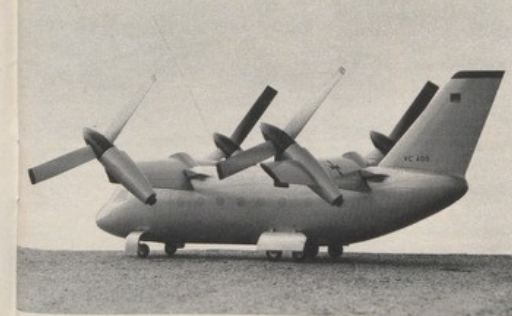
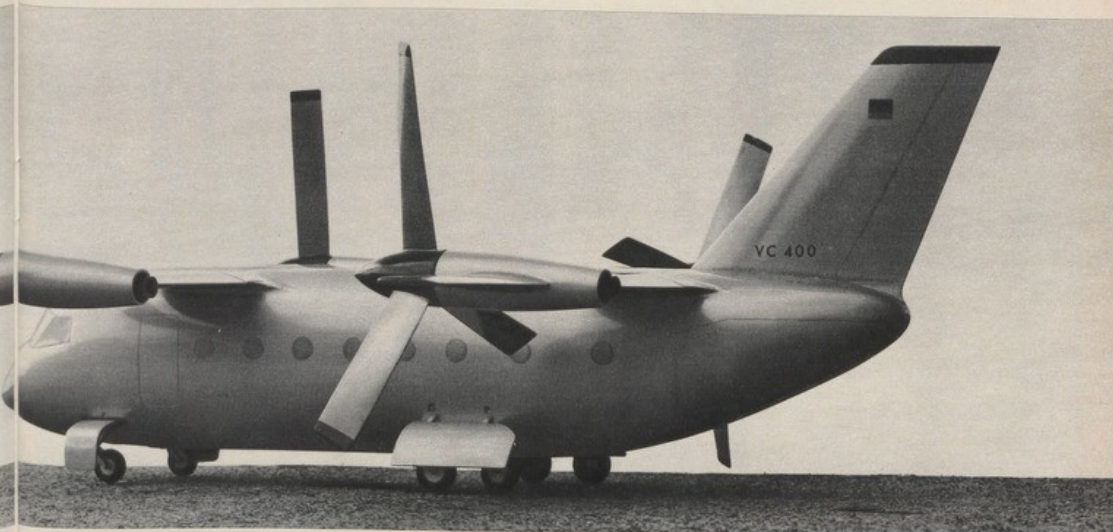
tuellement. On peut améliorer cela par l'emploi de buses multiples. Des moteurs à by-pass modernes réduisent à un tel point les problèmes ci-dessus, qu'ils sont pratiquement éliminés.

En raison de progrès dans la recherche de matières premières (affinage de matériaux existants, mise au point de nouvelles matières premières) et dans la technique de refroidissement, il

tendre à des économies de poids importantes. Des perfectionnements de la technique des fluides permettront l'élévation du taux de compression par étages, de 1,5 à 2,3. Des estimations de données sur les moteurs de 1970 à 1980, annoncent une amélioration du rapport poussée-poids, de 20 à 30, pour des moteurs verticaux à simple flux et de 17 à 24, pour des doubles flux.

VC 400, devrait avoir les objectifs suivants :

- Etude des problèmes de mission militaires ;
- Enquête sur la dépendance logistique ;
- Préparation de bases pour l'étude préalable de valeurs de planification et spécifications pour des avions de transport V/STOL ;



Un des projets les plus intéressants développés en Allemagne est le type VC-400 de la firme VFW. Deux prototypes doivent être construits...

forte consommation spécifique à la phase VTOL, l'érosion du sol, la recirculation et le bruit. Ces problèmes ne sont aggravants que pour les moteurs disponibles ac-

faut compter d'ici à 1980 avec l'obtention de températures d'admission aux turbines allant jusqu'à 1.800 °C (actuellement 1.100 - 1.200 °C). En même temps, il faut s'at-

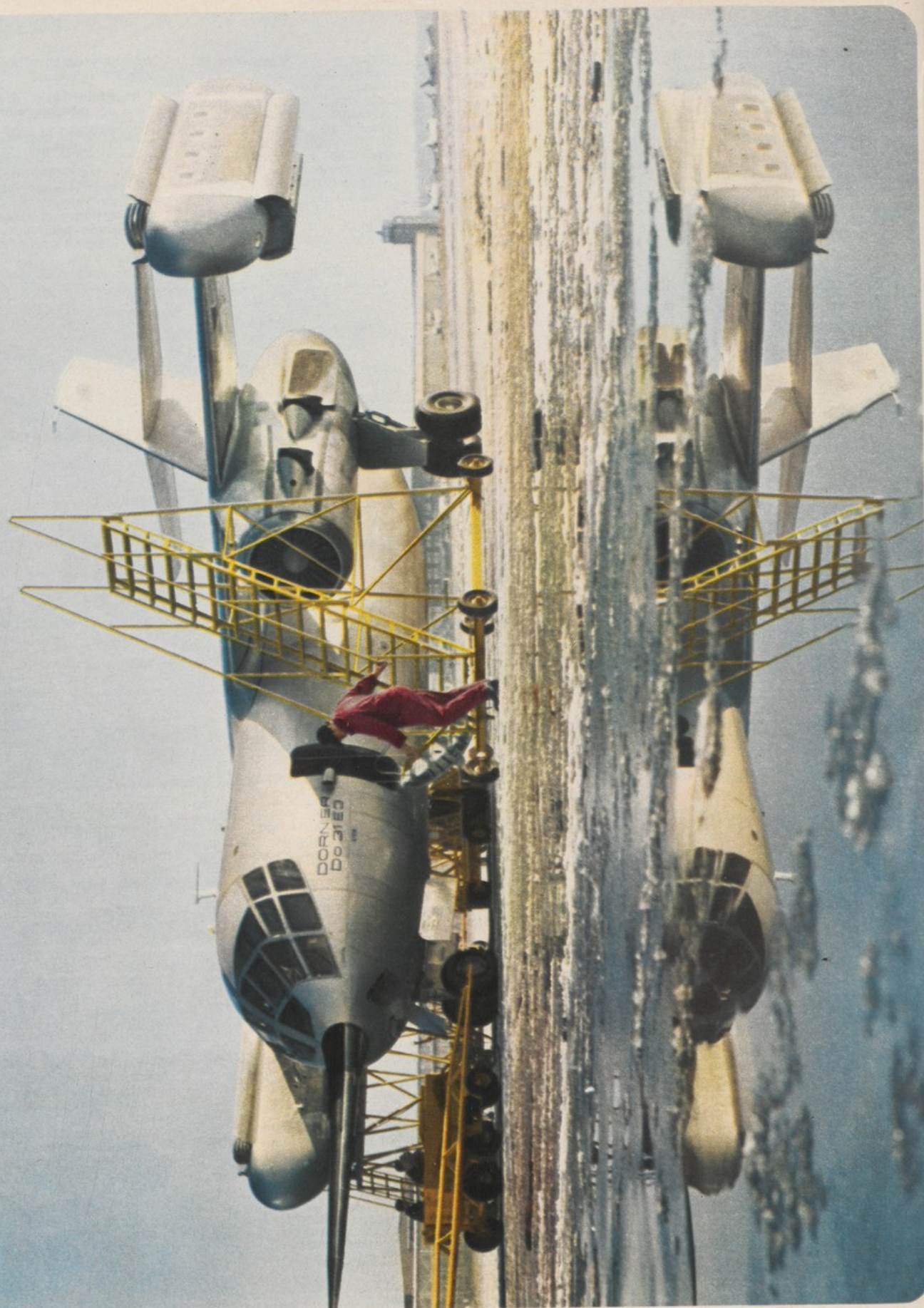
Avec des hélices de poussée, les rapports sont semblables. Le rapport poussée-poids (sans générateur de gaz et sans système de conduite de gaz), croît de 28 à 38 et la consommation spécifique décroît de 10 de 0,36 à 0,35 kp/kph pour un rapport by-pass.

Il serait important que des essais de mission soient aussi effectués avec les avions de transport V/STOL actuels et prêts à voler dans un avenir proche. Les expériences acquises ainsi pourraient être des bases de valeur pour l'aménagement de spécifications valables pour les avions de transport V/STOL. Une telle expérimentation, dans laquelle pourraient être associés les modèles d'essai américains comme le XC-142A et une version plus évoluée du Do31 allemand ainsi que du

● Etude des problèmes d'utilisation civile.

En tant que contribution internationale véritable, un examen de mise en service de cette sorte sur les transporteurs expérimentaux V/STOL, semblable au tableau d'examen de service anglo - américain - allemand sur l'avion de combat terrestre anglais P. 1127 Kestrel — pourrait être effectué en commun par de nombreuses nations occidentales. Les accords des gouvernements américain et allemand pourraient être ici le départ sur le travail commun dans le domaine de la technique V/STOL ; d'autre part, il pourrait en résulter une nouvelle coopération, comme ce fut le cas pour la mise au point du Do31 entre la Grande-Bretagne et la République fédérale allemande.

Ces quelques aspects de l'Allemagne aérospatiale sont dus à l'équipe de notre confrère « Wehr und Wirtschaft » que dirige Paul Gross-Talmon.

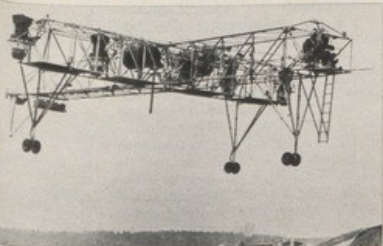


Premier transport à réaction décollant verticalement

Dornier Do-31 E

IL est le premier, mais il est aussi le seul. Il n'est pas le premier arrivé au terme d'une quelconque compétition, il est le seul à avoir tenté la gageure technique de faire décoller verticalement — et se poser de la même façon — un appareil de transport.

Bien sûr, étant le seul, il avait toutes les chances d'être le premier... Cependant, il est aussi celui qui a démontré sa valeur au cours d'un développement tenace et d'essais sans inci-



Premier banc d'essai volant de la formule, ce « quadriréacteur » permet de défricher les problèmes de stabilisation sur trois axes.

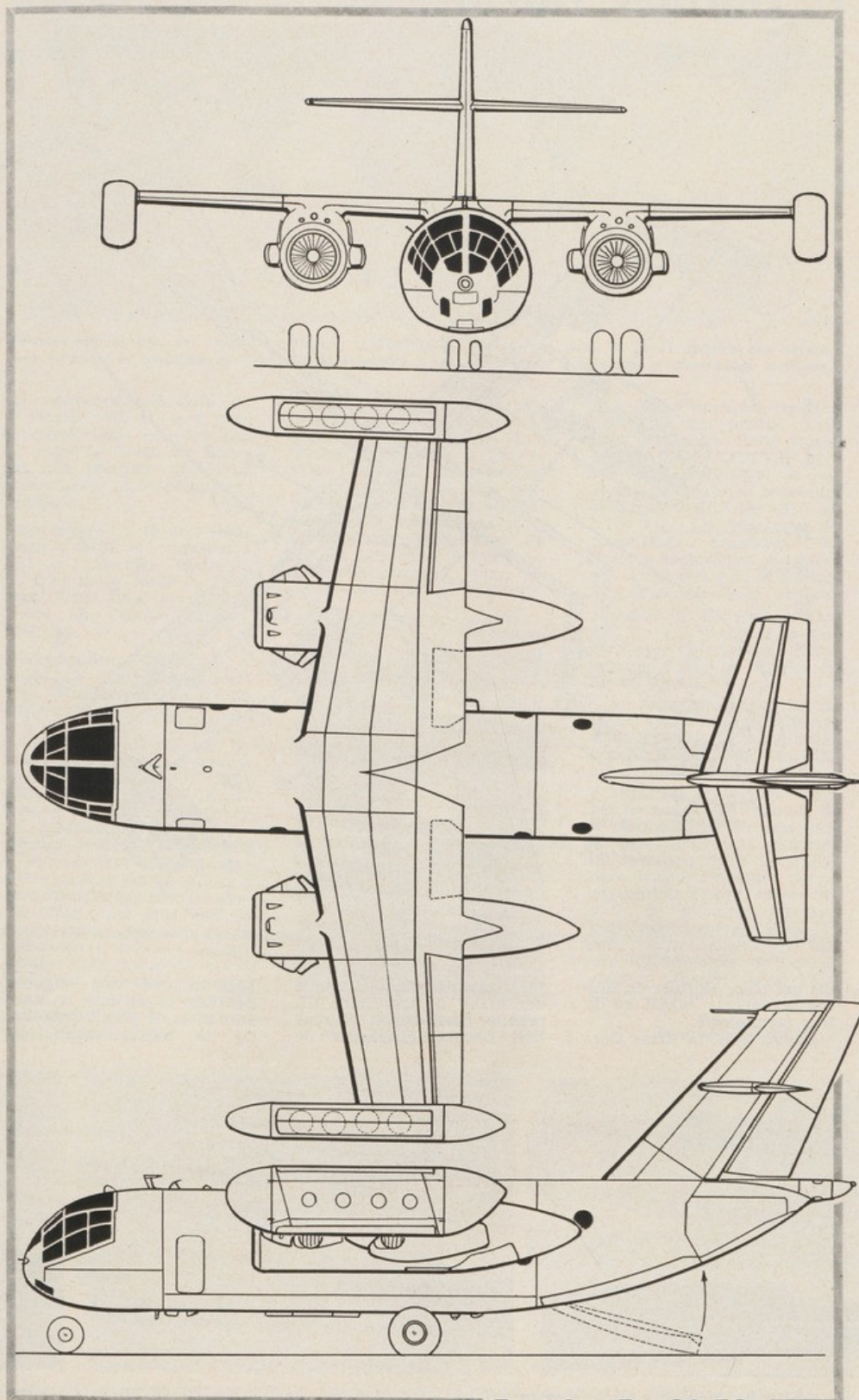


Le second banc d'essai était la préfiguration du modèle de vol, mais plus léger de neuf tonnes.

dents. Quel que soit son avenir, le Dornier Do-31 aura bien mérité de la technique.

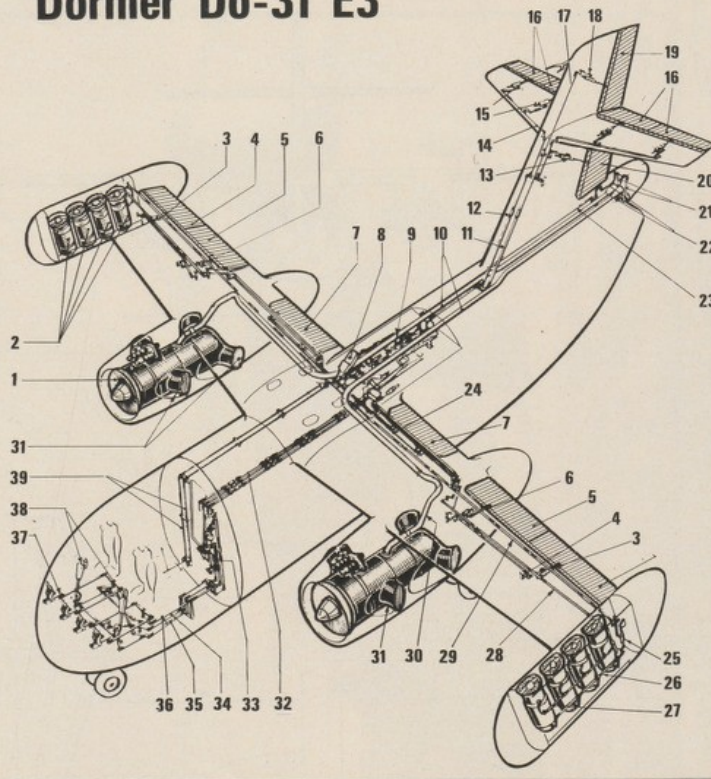
Les Allemands l'ont conçu, les Américains l'ont suivi et ont participé à son développement. Mais l'Allemagne et Dornier ont supporté la plus grande partie des frais d'études et de construction. Le résultat ? Un prototype excellent, un programme honoré et un avenir poten-

En développant le Do-31 à décollage vertical, la firme Dornier a tenté d'ouvrir une fenêtre nouvelle dans l'avenir du transport aérien de demain...



Dornier Do-31 E3

Dornier Do-31 E3



1. Turboréacteur à poussée vectorielle Bristol Siddeley « Pegasus ».
2. Turboréacteur de sustentation Rolls Royce RB-162.
3. Servo-commande d'aileron externe.
4. Aileron externe.
5. Aileron interne.
6. Servo-commande d'aileron interne.
7. Volets d'intrados.
8. Moteur de volets d'intrados.
9. Ensemble des mélangeurs de commandes de vol et intégrateur d'éléments de pression dynamique sur les trois axes.
10. Conduits d'air comprimé vers les buses arrière.
11. Timonerie de commande de direction.
12. Timonerie de profondeur.
13. Servo-commande de direction inférieure.
14. Timonerie de sollicitation des servo-commandes de profondeur.
15. Servo-commandes de profondeur.
16. Volets de profondeur.
17. Timonerie de servo-commande de direction.
18. Servo-commande de direction supérieure.
19. Gouvernail supérieur.
20. Gouvernail inférieur.
21. Timonerie de commande des buses arrière (gouvernes par jet).
22. Gouvernes par jet de tangage.
23. Bielles de commande des buses.
24. Arbre de commande des volets d'intrados.
25. Verin de commande de volet déflecteur de jet.
26. Timonerie de commande des déflecteurs de jet.
27. Timonerie de commande de modulation de poussée, stabilisation par jet, en roulis.
28. Bielles de commande de modulation de jet.
29. Bielle de commande de déflexion de jet.
30. Prélèvement d'air comprimé sur réacteur.
31. Tuyères à orientation.
32. Bielles de commande vers les mélangeurs (trois axes).
33. Ensemble des sensations artificielles.
34. Bielle de commande de gauchissement.
35. Bielle de commande de tangage.
36. Bielle de commande de direction.
37. Palonnier.
38. Manches pilote et copilote.
39. Commandes de puissance des réacteurs de sustentation.

tiel qui place Dornier en tête des transports ADAV et de leur technologie. Depuis 1959, la firme Dor-

nier travaille sur la formule des ADAV de transport. Un premier banc d'essai fut réalisé. D'une envergure de

12,50 m, pour une longueur de 19,50 m et une hauteur de 4,25 m, il pesait 2.880 kg. De ce treillis cruciforme,



Du Do-31 E1, premier prototype ici en atterrissage classique...



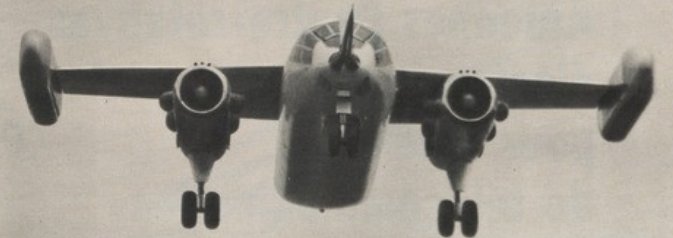
...au Do-31, projet d'avenir, on mesure bien les étapes franchies...

Bristol Siddeley « Pegasus » 5-2 de 7.030 kgp sous voilure et de six réacteurs verticaux Rolls Royce RB-162 de 1.995 kgp, groupés par trois à chaque bout d'aile. Le premier des 17 vols effectués par ce banc eut lieu le 11 janvier 1967.

Puis vint le Do-31 E1, premier prototype de vol seulement doté des « Pegasus », les carénages de bouts d'aile étant vides. Son premier

quatre réacteurs de sustentation Rolls Royce RB-108 de 990 kgp permirent 247 vols stationnaires à partir du 21 avril 1964 et jusqu'en septembre 1965, aux mains de neuf pilotes différents.

L'étude se poursuivant, les problèmes de stabilisation paraissant résolus, un second banc d'essai fut réalisé, qui préfigurait extérieurement l'appareil Do-31, quoique plus léger de 9 tonnes. Ce banc était équipé de deux réacteurs à poussée vectorielle



Formule hybride avec des réacteurs vectoriels et d'autres de sustentation pure, le Do-31 apporte une solution très moderne au problème de l'appareil de transport à réaction pure et à décollage et atterrissage verticaux...

vol conventionnel date du 10 février 1967 et, le 8 juin, l'appareil était convoyé par air jusqu'au Salon du Bourget. Ce premier prototype présente les dimensions suivantes :

Envergure : 18 m ; longueur : 20,72 m ; hauteur : 8,53 m ; Surface alaire : 57 m² ; poids total : 22.360 kilos. Poids total maximal : 27.440 kg. Charge utile : 3.990 kg.

Absolument identique, le Do-31 E3 vola le 14 juillet 1967. Ses fuseaux de bouts d'aile recevaient chacun quatre réacteurs verticaux Rolls Royce RB-162 4D de 1.995 kgp. Ce second prototype — le Do-31 E2 étant une cellule d'essais statiques — effectua son premier vol stationnaire le 22 novembre 1967. Il réussissait, le 16 décembre 1967, sa première transition « aller » avec atterrissage conventionnel. Cinq jours plus tard, il enregistrerait sa première transition « retour », le décollage conventionnel étant suivi d'un atterrissage vertical. Un vol complet devait permettre, ensuite, de fermer la boucle.

Sans aucun incident depuis le début des essais, le développement du Do-31 a fourni la matière à l'étude d'un appareil opérationnel désigné Do-131 et d'un dessin plus évolué. Aile en flèche de 20°, empennage en T et fuselage pressurisé. Ce projet fait appel à des projets de moteurs, tant de propulsion que de sustentation.



A gauche, Frantz Rœdel, co-pilote, et Drury Wood, pilote du Do-31.

tion. Une première version Do-131 A est prévue avec deux réacteurs Rolls Royce RB-168-25 de 5.650 kgp prévus pour 1972-1975, et pas moins de quatorze réacteurs verticaux RB-162-81 de 2.720 kgp. Les réacteurs de propulsion disposant de tuyères vectorielles, la poussée totale serait de 49.000 kgp lors d'un décollage vertical.

Quant à la version Do-131 B, elle pourrait disposer, avec le temps, d'une poussée totale de l'ordre de 60.000 kgp.

Au poids total maximal de 41.000 kg, la charge utile atteint 7.200 kg avec une autonomie de 925 km franchis à la vitesse de 850 km/h.

Après les prototypes chargés de confirmer l'intérêt de la formule, les projets suivent et pourraient apporter du nouveau dans le transport aérien. De toute façon, ces projets feront encore figure de pionnier pendant quelques années. Mais ce sont les défricheurs qui ont tiré les bénéfices de leurs efforts, l'Histoire nous l'apprend chaque jour...

Jacques GAMBUR



...amorce une descente qui, pour ne pas être absolument verticale, apporte un énorme progrès en regard des approches actuellement pratiquées...

La fin d'une transition « retour » du Dornier Do-31 E3. Fuseaux marginaux ouverts en grand et réacteurs verticaux à plein régime, l'appareil...

Aviation

MAGAZINE

INTERNATIONAL

BIMENSUEL

N° 982 du 15 au 30 AVRIL 1989 - 18 F

124 FB/5,10 FS/5,60 \$ Can./500 PTS/5 000 L./450 ESC/1305 CFA-RCI

**ENFIN!
LE V-22 EN VOL**



**«SUPER ETENDARD»
MODERNISE**

**SNECMA M88:
PLEINE PUISSANCE**



**ATR 72, FOKKER 100,
SAAB 2000...**

M 1156 - 982 - 18,00 F



Le V-22 « Osprey » a enfin volé UN PETIT VOL HISTORIQUE

Petit, ce premier vol du V-22 « Osprey » l'a été par la durée : à peine un quart d'heure. Il n'en est pas moins historique. L'histoire de l'aéronautique retiendra en effet cette date du 19 mars 1989 comme celle du premier vol d'un convertible à rotors basculants destiné à devenir le prototype d'une importante série. Le V-22 est en effet le premier convertible parvenant au stade de la production en série. Et l'histoire oubliera vite les incidents divers qui ont retardé ce premier vol de près de sept mois par rapport au calendrier avancé voici un an...



Le Bell-Boeing V-22 « Osprey » : son premier vol, le 19 mars dernier (notre photo de couverture) apparaît comme un événement majeur, au plan technique. D'autant plus qu'il s'agit d'un convertible promis à la production en grande série.

C'est à 10 h 56, heure de Dallas, que le prototype n° 1 du convertible V-22 « Osprey » a effectué son premier vol au sein des installations d'essais en vol de Bell à Arlington près de Dallas au Texas. L'appareil a d'abord effectué un décollage court, suivi d'un posé court puis d'un redécollage mais à la verticale cette fois, avant de se reposer court à nouveau.

Les manœuvres ont été limitées à la vérification des commandes, à la réalisation d'un vol stationnaire, sans jamais dépasser l'altitude de 10 m. La vitesse maximale enregistrée au cours de ce premier vol n'a pas dépassé les 37 km/h. Depuis cette date, plusieurs autres vols ont été réalisés permettant d'atteindre une vitesse de 110 km/h et d'effectuer des virages avec une inclinaison allant jusqu'à 15°.

Ainsi, ce premier vol à la fois tant attendu et redouté, l'effet d'un accident aurait été terrible pour ce programme coûteux et parfois attaqué, s'est déroulé sans incident malgré un petit incendie qui

quelques jours avant l'avait retardé une dernière fois. L'équipage, composé d'un pilote de Bell Helicopter et d'un autre de Boeing Helicopters, a d'ailleurs immédiatement rassuré tout le monde.

Dorman Cannon, le pilote de Bell, devait en effet déclarer, sitôt le vol terminé que « le vol était absolument parfait, exactement comme prévu. Nous avons réellement rencontré les objectifs fixés pour le premier vol. Je n'aurais rien pu demander de mieux ». Tandis que Dick Balzer, le pilote de Boeing, devait rajouter que ce vol était le plus sensationnel qu'il ait réalisé. Il est vrai que l'équipage s'entraînait pour ce vol depuis deux ans sur un simulateur de vol...

V-22 : une équipe

En fait le programme « Osprey » est le fruit d'un travail assidu mené en commun, à parité, par les divisions hélicoptères de

Bell et de Boeing. Ainsi, sur les six prototypes prévus pour les essais en vol, Bell sera responsable des essais des appareils n° 1, 3 et 6, tandis que Boeing s'occupera des n° 2, 4 et 5. Le programme actuel prévoit l'utilisation suivante des six prototypes :

- N° 1 : détermination de l'enveloppe de vol et essais aérodynamiques ;
- N° 2 : essais des commandes de vol électriques ;
- N° 3 : détermination des charges, essais de vibrations et acoustiques ;
- N° 4 : d'abord les essais moteurs, puis de l'équipement de mission pour l'USAF ;
- N° 5 : essais de l'équipement de mission pour l'US Navy et l'US Marine Corps ;
- N° 6 : la même chose que le précédent.

Le calendrier réactualisé par Bell/Boeing prévoit aujourd'hui que les six prototypes devront avoir volé d'ici la fin de l'année en cours. Pour l'heure, les voilures des prototypes N° 2 (qui devrait voler d'ici deux mois) et 3 ont été assemblées à leur fuselage par Bell à Arlington où le N° 2

fera son premier vol avant d'être convoyé à Wilmington, dans le Delaware, au centre d'essais en vol de Boeing Helicopters pour poursuivre ses essais. Le prototype N° 4, de son côté, a vu l'assemblage de sa voilure au fuselage réalisé à Wilmington directement.

De fait, la répartition des responsabilités entre les deux partenaires pour le développement et la réalisation des prototypes (ce pourra être différent pour la série) est la suivante : Boeing s'occupe du fuselage, du revêtement de la voilure, des empenages arrière, de l'intégration de l'avionique numérique et des commandes de vol électriques, tandis que Bell réalise l'assemblage de la voilure, des nacelles moteur, des transmissions, des rotors, des moyeux de rotors et de l'intégration des moteurs Allison T406 fournis par le gouvernement américain. Ainsi, Boeing produira six fuselages pour les six prototypes et en enverra trois à Arlington, près de Dallas, à Bell, tandis que ce dernier fera de même avec les voilures ; chacun se réservant l'assemblage final et les essais en vol de trois prototypes.

V-22 : un calendrier

Lancée au début de 1982, l'étude du concept V-22 « Osprey » s'est trouvée confirmée en 1983 avec le lancement d'une étude préliminaire du projet, puis, en mai 1986, par l'obtention d'un contrat de 1,81 milliard de dollars correspondant à la phase de développement. Celle-ci a vu la mise en place de trois bancs d'essais au sol. L'un chez Bell, désigné GTA pour Ground Test Article, consiste en un assemblage de la voilure et des parties dynamiques (moteurs, rotors, nacelles, transmissions) et fonctionne depuis le 25 octobre 1988.

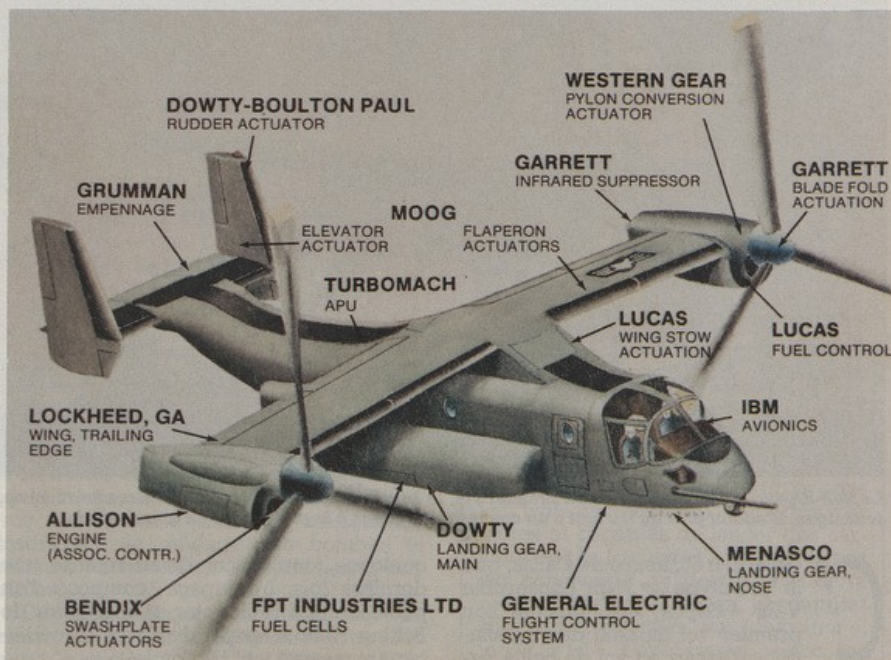
Un peu plus d'une centaine d'heures de fonctionnement ont été réalisées sur ce banc avant le premier vol. Chez Boeing, coexistent le STA - pour Static Test Article - et le FCSIR. Le premier, qui comprend un fuselage (produit par Boeing) et une voilure (en provenance de Bell), est employé à la vérification de la structure. Le second est le banc d'essais au sol et d'intégration du système de commandes de vol électriques avec mise au point du logiciel des CVE.

Chez Boeing toujours se fait l'intégration de l'avionique, au sein d'un laboratoire spécialisé ; avionique totalement à base d'écrans couleurs. Enfin, encore chez Boeing, se trouve une section centrale de fuselage longue de 10,36 m sur laquelle sont réalisées les vérifications de résistance du raccord voilure/fuselage et des attaches du train d'atterrissage principal. Plus de 9 000 heures d'essais en soufflerie ont également accompagné cette phase de développement.

Aujourd'hui, du fait du décalage rencontré avec le premier vol, le calendrier prévoit le démarrage des approvisionnements à long terme pour la production en série dans les prochaines semaines, puis le début de la production en série au



Ci-dessus, un aspect des essais statiques. Ci-dessous, la participation des principaux sous-traitants et fournisseurs.



début de 1990 avec de premières livraisons au cours du premier trimestre de 1992. En fait, il s'agira là d'un lot pilote de 12 appareils, commandés sur le budget de l'année fiscale 1990, et dont l'assemblage final sera réalisé pour moitié chez Bell, pour moitié chez Boeing dans le cadre d'une démonstration de la capacité de chacun des deux industriels à assurer l'assemblage et la maîtrise d'œuvre du programme.

Une fois la démonstration faite, les deux industriels seront mis en compétition financière pour l'attribution de l'assemblage final et de la maîtrise d'œuvre. Du fait de l'existence de dix lots de production de V-22, cette compétition pourra être renouvelée. Le but étant de maintenir les coûts au niveau minimal. Déjà, il a été

programmé que 24 V-22 supplémentaires seraient inscrits au budget de l'année fiscale 1991 et 48 autres à celui de 1992.

V-22 : un pour quatre

Fait remarquable, le programme V-22 « Osprey » constitue le premier système d'armes destiné dès ses origines à l'équipement des quatre services armés américains. US Air Force, US Navy, US Marine Corps et US Army sont tous quatre, à des degrés divers, concernés. De fait, même si c'est l'US Navy qui, en tant qu'agence de contrôle de l'US Marine Corps, assure le financement et le contrôle du développement, l'US Marine Corps demeure le prin-

cial client avec un besoin exprimé de 552 machines, désignées MV-22, destinées au transport de troupes d'assaut lors d'opérations amphibies et à celui du soutien durant ces mêmes opérations.

L'US Marine Corps sera d'ailleurs livré avec près de dix-huit mois d'avance sur les autres services. Ceux-ci ne devraient commencer à recevoir leurs V-22 qu'à partir de l'automne 1993, moment où les cadences de livraison auront atteint un rythme beaucoup plus élevé, permettant de satisfaire chacun. Il est prévu, au plus fort du programme, une cadence annuelle de 132 appareils.

Pour l'heure, les besoins exprimés et confirmés concernent 657 machines dont 552 MV-22 pour l'US Marine Corps, 55 CV-22 (destinés à assurer les dépôts et extractions à longues distances de forces pour opérations spéciales - les SOF qui devraient sous peu bénéficier d'un statut de très grande indépendance) pour l'US Air Force et 50 HV-22 pour l'US Navy. Les HV-22 serviront au soutien logistique de la flotte, aux missions spéciales et au SAR en zone de combat.

L'US Navy a également exprimé un besoin pour 300 V-22 supplémentaires destinés aux missions anti-sous-marines ; mais il s'agit là d'un besoin pour l'instant non confirmé officiellement. L'US Army, pour sa part, évoque un besoin pour 231 V-22 destinés aux évacuations sanitaires et aux missions spéciales mais, là encore, le besoin n'a pas reçu pour l'instant d'aval.

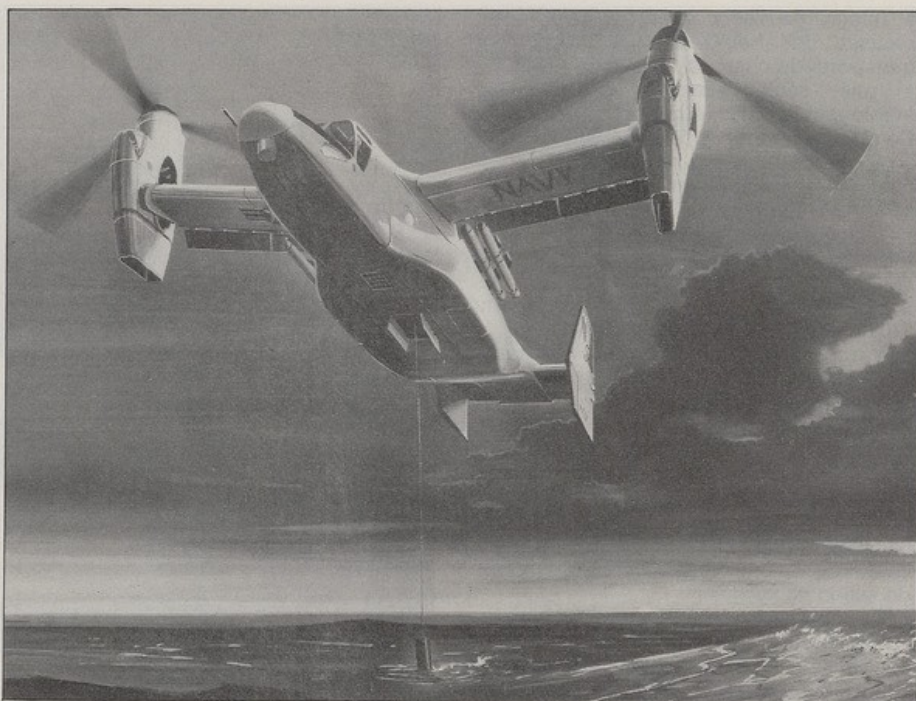
Ainsi, au-delà des besoins officiellement confirmés, c'est-à-dire 657 machines, c'est à 1 188 V-22 militaires que s'élève le marché potentiel américain sans prendre en compte le marché civil estimé par l'équipe Bell/Boeing à un millier d'appareils supplémentaires, de variantes modifiées. La FAA prévoit d'étudier le concept au cours du programme d'essais en vol des six prototypes militaires afin de permettre l'obtention d'une certification civile dès 1992. La mise au point d'une variante civile spécifique étant programmée pour 1995... peut-être.

Déjà, des accords ont été signés entre Bell/Boeing et British Aerospace, Dornier et Mitsubishi pour la commercialisation du convertible américain dans les zones d'influence respectives de ces industriels. Ceci sans qu'il n'y ait encore eu le moindre accord de coopération industrielle visant à un partenariat international pour la production en série.

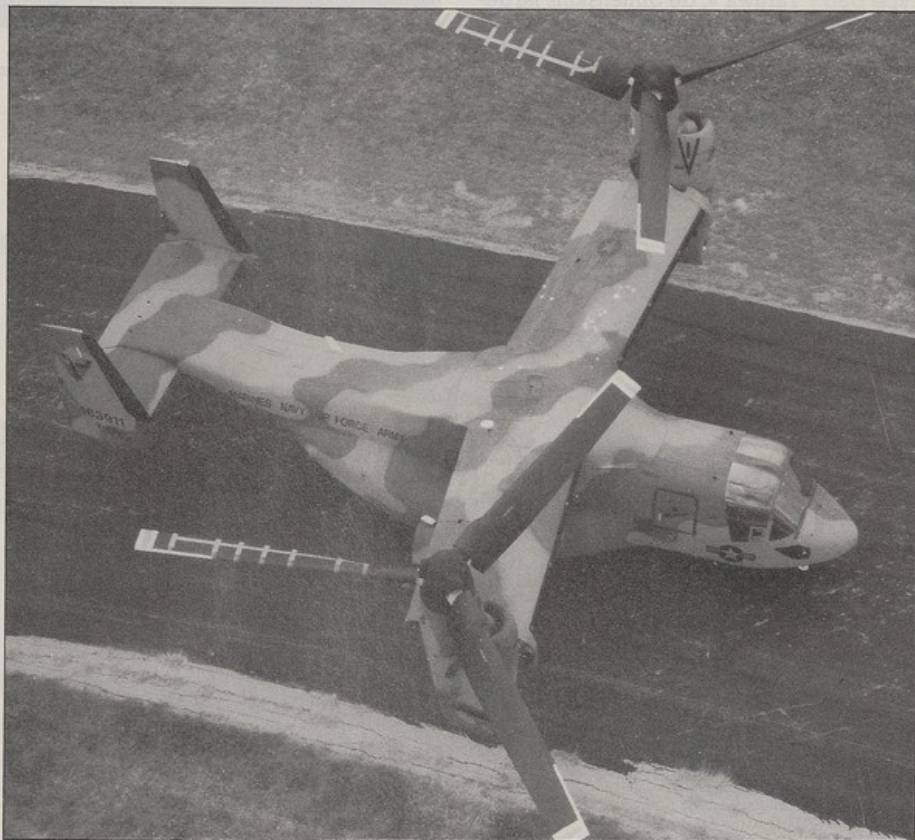
Il est vrai que le prix unitaire de tels convertibles est très élevé. Ainsi, celui du V-22 « Osprey » militaire est donné par l'équipe Bell/Boeing comme voisin des 17 millions de dollars ; certains observateurs préférant évoquer le chiffre des 20 millions. Et il n'est pas du tout évident que le programme n'ait pas à subir les effets des coupes sombres que risque de subir le budget du Pentagone.

V-22 : une formule

Le prototype N° 1, qui devrait être le premier à réaliser une transition com-



Préfiguration de la version SV-22 de lutte contre les sous-marins, qui, note l'US Navy, pourra être basée sur une grande variété de porte-aéronefs de diverses classes.



Cette vue plongeante montre clairement les caractéristiques générales de la cellule : une surface portante généreuse, des empennages bidérives.

plète en vol du vol vertical vers l'horizontal et à atteindre une vitesse horizontale de 556 km/h, illustrera tout l'intérêt qui réside dans cette formule du convertible, à la fois hélicoptère et avion, tirant seulement les avantages des deux formules. D'un côté la capacité au décollage/atterrissage

court ou à la verticale, de l'autre celui d'une plus grande vitesse en vol horizontal pour lequel l'hélicoptère n'est pas optimisé.

En mode hélicoptère, rotors à la verticale, le V-22 peut faire du vol stationnaire, évoluer vers l'arrière, l'avant, sur le côté ;

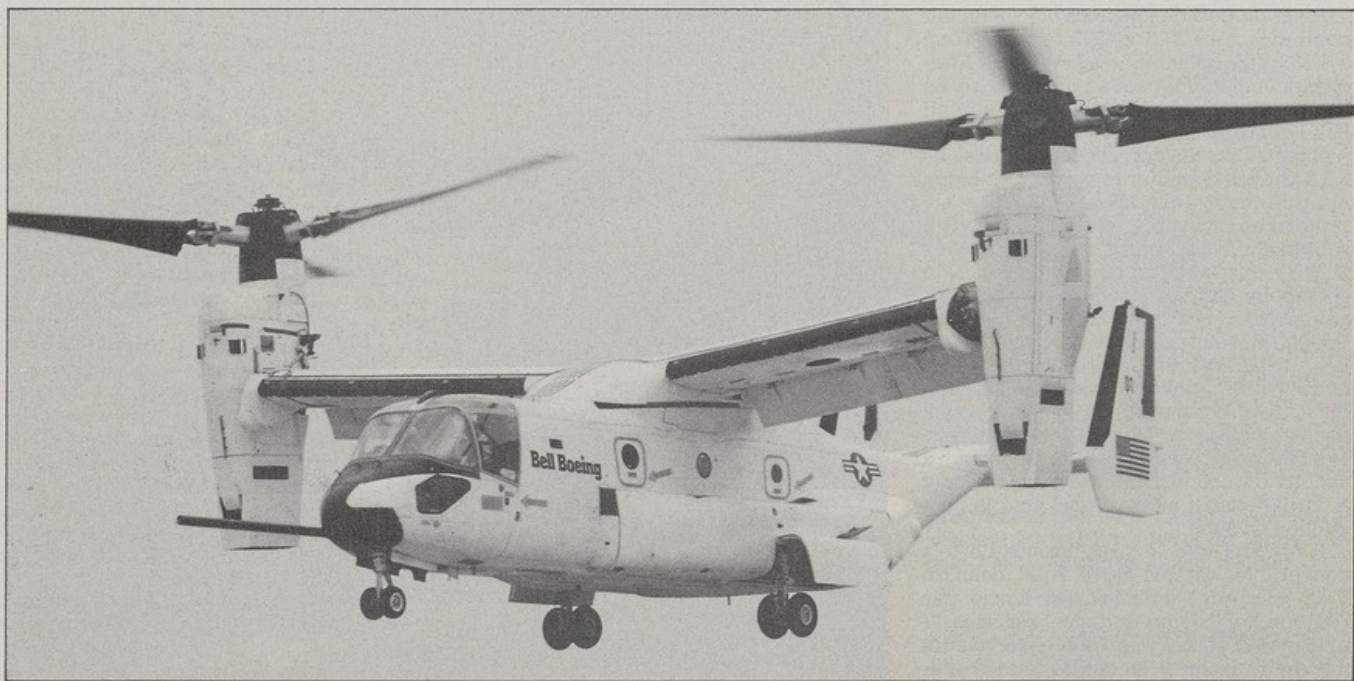
à l'instar de l'hélicoptère, il peut donc réaliser des héli-treillages, voire des transports de charges à l'élingue (4 536 kg à une seule élingue ; 6 804 kg en employant les deux élingues disponibles). De plus, les rotors du V-22 fonctionnent en sens contraire, ce qui rend l'appareil relativement insensible au vent quelles que soient sa force et sa direction : un plus particulièrement intéressant par rapport à l'hélicoptère. En mode avion, il peut voler comme un appareil équipé de turboprops à une vitesse de croisière atteignant 510 km/h et maximale de 584 km/h.

La formule du V-22 « Osprey » présente également un certain nombre de novations qui pour être extérieurement peu discernables n'en sont pas moins excessivement importantes. Ainsi des commandes de vol électriques à triple redondance (aucun hélicoptère n'en est encore équipé), de l'avionique totalement intégrée au sein d'un ensemble de visualisation à écrans couleurs, de l'incorporation d'un système de vision nocturne...

Cependant, une des innovations les plus remarquables provient certainement de son ensemble de repliage complet de voilure et des rotors. En effet, destiné en premier lieu à l'US Marine Corps, et donc à un emploi à partir de porte-aéronefs de type USS « Tarawa », de dimensions largement inférieures à celles des porte-avions géants de l'US Navy, le V-22 « Osprey » bénéficie de la capacité de replier sa



Ci-dessus, une vision opérationnelle de l'avenir. Ci-dessous, le premier vol du mois dernier. Une quinzaine de minutes seulement mais, apparemment, sans difficultés particulières.



voilure dans l'axe du fuselage, réduisant de la sorte l'encombrement de l'appareil à un rectangle de 19 m de long sur 5,27 m de large...

Une solution de rangement particulièrement efficace à bord d'un navire. Une solution autorisée grâce à la présence d'une pièce circulaire en acier inoxydable de 6,6 cm de haut et de 2,31 m de diamètre placée au point central de la voilure,

autour de laquelle s'effectue la rotation de 90° de la voilure. La procédure de rotation de voilure s'effectue automatiquement en moins de 90 secondes.

Par ailleurs, le V-22 bénéficie de la présence d'un arbre de transmission reliant à travers la voilure les boîtes de transmission installées dans chacune des deux nacelles moteurs d'extrémité de voilure, permettant, automatiquement, en cas

de faiblesse ou de panne d'un des deux moteurs, la distribution équilibrée de la puissance du moteur unique subsistant en marche sur les deux rotors ; les boîtes de transmission, bien que détarées à 4 570 ch, peuvent accepter jusqu'à 5 920 ch pour opérer sur un seul moteur. De même, un mécanisme spécifique remet automatiquement en position verticale la nacelle moteur dans le cas d'une panne de vérin

de relevage au cours d'un vol horizontal, afin de permettre un atterrissage à la verticale.

Quant aux moteurs T406-AD-400 (AMI n° 977), ils incorporent un système évolué de contrôle électronique numérisé des moteurs et des aubes de turbine monocristallines; en sus, les turbines étant libres, les générateurs de gaz ne sont pas mécaniquement connectés à leur turbine de puissance permettant au moteur de fonctionner sans faire nécessairement tourner les rotors. Une APU - générateur auxiliaire de puissance - est aussi logée au centre du fuselage, derrière l'arbre de transmission.

V-22 : les composites

Avec 70 % de la structure de la cellule en matériaux composites, principalement du graphite/epoxy, le V-22 possède une masse à vide réduite. La structure ne compte que 453 kg de métaux. En fait, la masse de cette structure en composites se révèle inférieure de 25 % à celle que pèserait une structure identique mais métallique. Un intéressant gain de masse complété par une meilleure résistance des composites à la corrosion, une plus grande facilité de réparation, une meilleure résistance aux tirs.

Enfin, la structure en composites du V-22 permet au convertible de s'affranchir d'un système supplémentaire de flottabilité. En effet, le gain de masse de la structure et les renforcements latéraux le long du fuselage (qui contiennent le train d'atterrissage principal et des réservoirs de carburant auto-obturants) y suffisent amplement.

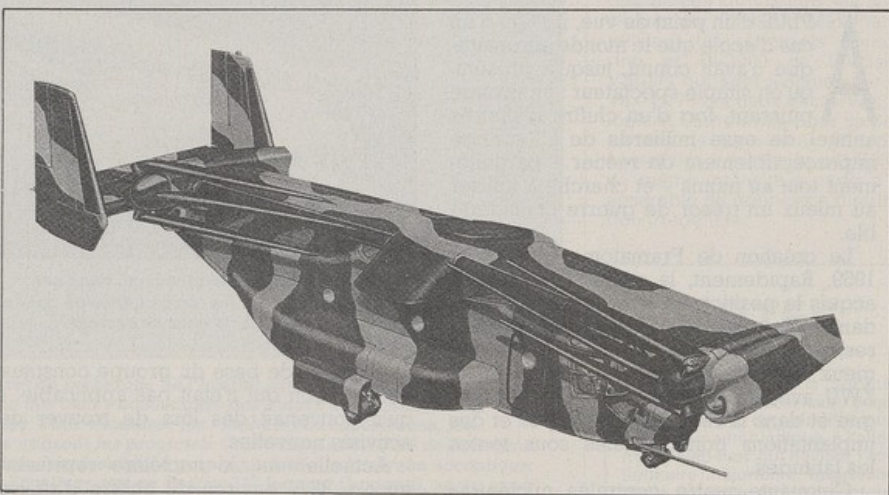
Ce gain de masse se retrouve au niveau des charges que le V-22 peut emporter. Ainsi, il peut enlever jusqu'à 9 072 kg de fret en soute. Cependant, la masse maximale admissible au décollage dépend de la formule de décollage choisie. Ainsi, atteint-elle 21 546 kg en décollage à la verticale, 24 950 kg avec un décollage court et 27 442 kg avec un décollage classique (pour les convois). De fait, la formule optimale pour le décollage demeure l'envol en roulant avec les nacelles vers l'avant à 20° de la verticale, du fait de la portance générée par la voilure.

En fait, un appareil comme le V-22 ne présente pas de difficultés majeures de pilotage aux dires des représentants de l'équipe Bell/Boeing. En mode avion, le pilotage se fait de façon classique à l'aide d'un gouvernail de direction, de volets de profondeur et de volets de voilure jouant à la fois le rôle de volets et d'ailerons. En mode hélicoptère, le V-22 se pilote grâce à un pas collectif et un cyclique, comme sur un hélicoptère classique.

Ainsi, apte au transport de 24 soldats équipés, ou de fret, en sus de ses trois membres d'équipage, le V-22 se révèle dès à présent comme un outil sortant de l'ordinaire. Ses capacités constituent-elles, cependant, sur le plan militaire, un enjeu suffisant pour justifier de telles dépenses ? Là est bien la question lorsque l'on se



Les dimensions du V-22 sont suffisamment réduites pour en permettre le transport à bord des appareils du Military Airlift Command. Un atout de poids en cas de déploiement lointain.



Ainsi replié, l'« Osprey » tient sur une surface de 19 m de longueur et de 5,27 m de largeur. Il serait difficile de faire moins...

souvent que face aux défenses sol/air basse altitude seul le vol tactique au ras du relief peut assurer une relative protection et qu'à plus haute altitude seule une vitesse largement supérieure peut être à même de protéger un appareil.

Et dans le cadre des transports d'assaut réalisés dans le cadre d'opérations amphibies, situation où la vitesse de rotation est cruciale pour amener le maximum de troupes ou de fret dans le minimum de temps, l'avantage de la vitesse du V-22 par rapport à l'hélicoptère pourrait fort bien se révéler marginal du fait de la faible distance de parcours entre les navires et les plages ne permettant pas au convertible, à cause de ses translations et de la faible distance à parcourir, de donner son maximum de vitesse.

Ne convient-il pas plutôt de voir dans le programme V-22 la réalisation d'un vieux rêve caressé à la fois par Boeing et Bell depuis trente ans avec, pour le premier, le VZ-2 ou Vertol 76, premier convertible

à rotors basculants dont la première transition réussie en vol du mode hélicoptère vers le mode avion remonte à juillet 1958, et pour le second le XV-3 (première transition réussie en vol en décembre 1958) puis le XV-15 dont deux exemplaires furent produits et réalisèrent à partir de juillet 1979, 650 heures de vol et 1 800 translations. Un rêve que poursuivraient également les Soviétiques avec la mise au point, selon certaines sources occidentales, d'une famille de convertibles, désignés Mi-30/31/32 par Mil, relativement similaires au V-22. L'avenir nous dira que penser de l'efficacité et de l'intérêt de la formule du convertible. Rappelons-nous seulement ce que les observateurs disaient à propos de l'hélicoptère voici 45 ans...

Jean-Louis PROMÉ

AVIATION

Magazine

International

LES AILES • L'AIR ET L'ESPACE

POURQUOI ALLER DANS L'ESPACE ?



A partir de l'appareil expérimental XV-VA « Vertifan » dont les essais se poursuivent favorablement, la firme Ryan a développé plusieurs projets d'appareils opérationnels dont nous parlons dans ce numéro. Ci-dessus, le « Vertifan » en vol stationnaire. Ph. Ryan.

NUMERO 428
1^{er} OCTOBRE 1965

2,50 F.

BELGIQUE 25 F
SUISSE 3,60 F
ESPAGNE 38 P



LA GROSSE BALEINE «SUPER GUPPY», ETAGE «ZERO» DES FUTURES FUSEES «SATURN»

CONSTRUIT par la firme On Mark Engineering Co. et destiné à la compagnie Aero Spacelines, le « Super Guppy » a volé le 31 août dernier, à partir de Van Nuys où il fut assemblé. Ce nouvel appareil doit assurer le convoyage par air de charges encombrantes et surtout de l'étage S-4B (troisième étage) de la fusée « Saturn » V. Le décollage initial s'effectua sur une longueur de 900 mètres, appareil à vide bien entendu, et l'atterrissage intervint une heure et demie plus tard à Mojave Airport. La baleine est évidemment en avance sur « Jonas », mais des essais en vol très poussés doivent précéder sa mise en service. Rappelons que le « Super Guppy » a été obtenu à partir de quatre quadrimoteurs Boeing 377 « Stratocruiser » dont la version YC-97J qui a prêté ses turbopropulseurs Pratt and Whitney T34 de 7.500 ch chacun. Le nouveau géant présente une envergure de 47,65 m., une longueur de 52,20 m. et un volume de soute de 1.610 m³. Photos Henry Artof.





la course du décollage

LE vertical RYAN XV-5 A "VERTIFAN"...

ON ne le répètera jamais assez, tout véhicule aérien ne vole que parce qu'il émet vers le bas une quantité de mouvement représentant son propre poids. L'avion, par sa voilure, défléchit vers le bas une quantité d'air dont la pression et la vitesse aboutissent à une force égalant celle de la pesanteur affligeant l'appareil lui-même, et de sens inverse.

par Jacques GAMBU

Mais il existe autant de quantité de mouvement qu'il est possible d'imaginer. Il est possible de rejeter vers le bas de l'air ou des gaz. Depuis l'hélicoptère jusqu'à la fusée, le problème est le même, mais les solutions sont différentes.

Plus le fluide éjecté est ténu, plus sa vitesse d'éjection devra être élevée, de façon à retrouver, sommairement, le même débit global.

Ainsi, un VTOL (ADAV) à réaction pure tel que le « Balzac » ou le Ryan « Vertijet » maintenant abandonné offre une vitesse d'éjection des gaz des réacteurs de 620 m/sec. environ, les gaz étant à la température de 1.100° C. Par contre, l'hélicoptère chasse vers le bas l'air ambiant à 15 m/sec, mais en brasse beaucoup. Sa section de travail est égale au diamètre de son rotor, alors que celle de l'exemple précédent n'était égale qu'à la section de la tuyère ou du des réacteurs, d'où une plus grande vitesse d'éjection nécessaire.

La formule Ryan vient s'insérer entre ces deux extrêmes. La vitesse d'éjection atteint de 90 à 180 m/sec et la température est de 55° C, soit un juste milieu dans tous les domaines.

Ryan, et c'est de bonne guerre, affirme que sa formule est la plus rationnelle. Il

appuie ses dires par des considérations annexes dont l'importance est primordiale en fait, puisqu'elles sont le verdict de l'utilisation effective. En effet, le réacteur de sustentation, solution satisfaisante en elle-même, est affligé de sujétions telles que le bruit, l'érosion du sol, etc. L'hélicoptère est beaucoup mieux placé dans ces domaines, mais ses performances restent limitées, malgré les recherches actuelles. Le « Lift Fan » de Ryan, lui, se réclame d'une faible érosion du sol ne nécessitant pas une infrastructure spéciale et de l'absence de recirculation.

La formule Ryan-General Electric

Le prototype Ryan XV-5A « Vertifan » répond à une formule bien particulière. En bref, il s'agit d'un combiné dans lequel la même source de puissance est affectée, selon le cas de vol, à la translation et la sustentation. Mais les deux cas de vol font appel à des systèmes différents. En effet, les deux réacteurs installés — des General Electric J85-5 de 1.200 kgp chacun — agissent de façon conventionnelle en translation, mais font office de générateurs de gaz chargés d'entraîner des rotors noyés dans l'ailé fixe et dans le nez du fuselage lors des vols stationnaires ou à très basse vitesse.

Ce système fait que le poids de l'appareil actuel peut atteindre 4.717 kg à 750 m, et 35° C, ou encore 5.715 kg dans les conditions standard, alors que les réacteurs ne fournissent que 2.400 kgp. Les rotors sustentateurs noyés — lift fan — développent, en cas d'envol vertical, une poussée de 1,05 fois le

LE décollage vertical est, depuis quelques années déjà, un sujet d'attention permanent de la part des bureaux d'études du monde entier. Mais les études menées, les prototypes construits et essayés, les premiers résultats obtenus ont fait établir que l'affaire était d'importance et pas aussi facile que les premières spéculations théoriques l'avait laissé espérer... Des sommes énormes ont été dépensées un peu partout afin de parvenir à disposer d'un appareil capable de dire « Papa et Maman ». On se souvient, au fil des décades que de tels avions n'avaient jamais fait que de mauvais avions et de mauvaises autres choses. Si nous nous reportons à l'exemple le plus simple, le motoplaneur, il fallut attendre longtemps, avec le Fournier RF-3, pour obtenir un avion satisfaisant et un planeur intéressant tout à la fois. Même chose pour les premiers combinés et les premiers convertibles. Chaque réalisation disait fort bien « Papa », mais ne pouvait que balbutier « Maman », ou inversement... Cependant, parmi les innombrables formules d'appareils à décollage vertical, il semble bien que celle innovée par Ryan et General Electric soit de nature à offrir le plus de possibilités. En une plaquette fort bien faite, Ryan nous fait valoir les qualités de la formule et divulgue les projets que les essais du prototype XV-5A permettent d'envisager dans un avenir plus ou moins éloigné. C'est de ces projets que nous avons entrepris d'entretenir le lecteur. Mais avant, il nous faut revoir quelques notions fondamentales sur lesquelles il n'est jamais inopportun de revenir.

poids total. Ces rotors s'inscrivent bien, si nous pensons à la section d'éjection et à la vitesse, entre le réacteur pur et l'hélicoptère, puisque leur diamètre est de 1,57 m. dans les ailes et 0,91 m. dans le nez du fuselage.

Reste la transition. Etant donné que les rotors sont entraînés par les gaz des réacteurs, faire passer ses gaz des rotors vers la tuyère de propulsion classique n'est qu'un jeu de vanne. Il est même possible, par ce jeu, de faire varier l'arrivée des gaz vers les rotors, ou encore d'un rotor sur l'autre ; ce qui apporte une solution au problème du contrôle de l'appareil en vol stationnaire, sans autre artifice ni système supplémentaire.

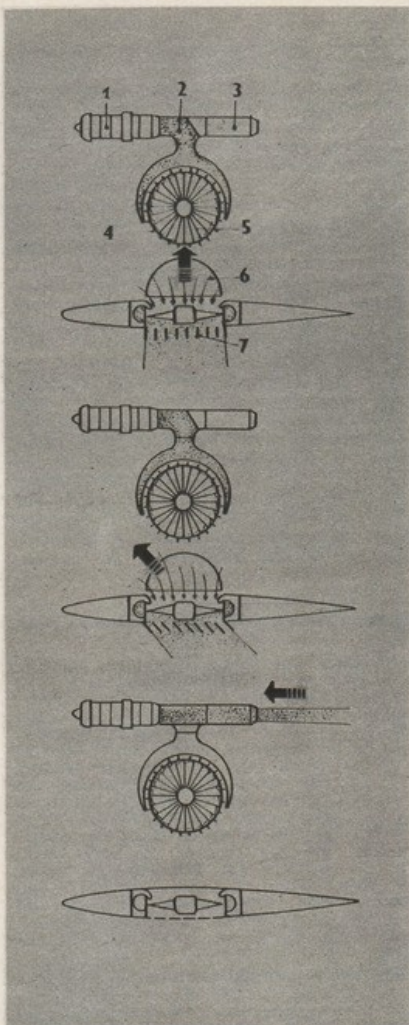
En fait, la conversion sustentation-propulsion s'effectue en 8/10 de seconde, l'opération inverse demandant 1,9 seconde. En vol stationnaire, la réponse aux commandes est de 1,62 radians-sec² en tangage, 2,17 rad/sec² en roulis et 0,55 rad/sec² en lacet. Enfin, signalons que l'appareil a atteint une vitesse de 843 km-h en translation. Au 12 mars 1965, le prototype avait totalisé 150 sorties et 60 heures de vol, aux mains de six pilotes différents. Et ce n'est pas le malheureux accident qui coûta la vie au pilote d'essais Lou Everett qui a fait abandonner une formule qui avait largement fait ses preuves avant ce coup dur.

Il n'est, pour s'en persuader, que de faire connaissance avec les divers projets en développement ou en étude...

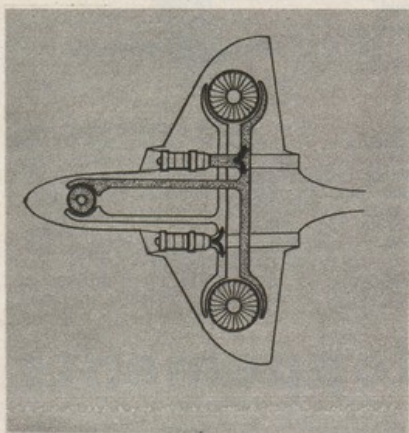
D'un développement possible...

Le Ryan Model 177 ne consiste qu'en une adaptation du prototype actuel XV-5A de l'U.S. Army aux fins d'appui tactique. En cas de commande, l'appareil serait livrable deux ans après la signature du contrat. L'avion pourrait également servir à l'entraînement des pilotes de VTOL. La configuration générale reste celle du XV-5A actuel. Deux réacteurs General Electric J85-J1 sont alimentés par une entrée d'air dorsale et leur tuyère débouche sous l'arrière du fuse-

...et ses développements



Ci-dessus, les trois utilisations du « lift fan » En haut, vol stationnaire. 1. Réacteur-générateur de gaz. 2. Vanne de diversion. 3. Tuyère d'éjection. 4. Aubage périphérique d'entraînement du rotor. 5 Rotor sustentateur (fan). 6. Portes supérieures relevées. 7. Persiennes d'intrados ouvertes. Le dessin du milieu montre le début de la transition par le jeu des persiennes agissant comme déflecteurs de jet. En bas, en vol en translation, le rotor n'est plus alimenté, tout est fermé et les réacteurs agissent de façon conventionnelle. Ci-dessous, le montage de deux réacteurs assure la sécurité totale, à travers leur « transmission » fluide vers les rotors latéraux et avant du XV-5A.



lage. L'ensemble repose sur un atterrisseur tricycle à large voie, les roues principales venant s'escamoter dans des fuseaux rapportés sur le bord d'attaque de la voilure, à l'extérieur des « fan » de l'aile. Pour la fonction VTOL, on trouve deux « fan » de voilure de 1,57 m de diamètre et un de nez de 0,91 m, tout comme dans le XV-5A. Le poids à vide atteint 5.110 kg et le poids total en VTOL, 8.165 kg. En STOL, ce poids peut atteindre 9.800 kg et le décollage s'effectue alors après un roulement de 210 m, avec franchissement de l'obstacle de 15 m en 750 m. Une vitesse maximale de M. 0,8 à 9.150 m est attendue et une autonomie de convoyage de 2.775 km. L'atterrisseur peut supporter une chute verticale de 5,20 m/sec et un dérapage de 1,83 m/sec. Cinq points d'accrochage sont prévus, quatre sous la voilure et un sous le fuselage, la charge totale pouvant atteindre 900 kg. Le vol stationnaire est possible par un vent de 64 km/h, quelle qu'en soit la direction. Avec une charge militaire de 900 kg, une mission-type avec un pilote et un observateur installés côte-à-côte, 4 minutes consacrées au décollage et à l'atterrissage verticaux, 5 % de réserve de combustible et autant d'augmentation possible de consommation spécifique, cette mission-type peut se décrire comme suit : aller à la vitesse de croisière optimale, approche à la vitesse maximale et au ras du sol sur une distance de 47 km, 5 mn de patrouille sur l'objectif, retour après dérobade de 47 km à basse altitude et attente de 5 mn à l'arrivée. Dans ces conditions, le rayon d'action atteint 640 km en VTOL et 825 km en STOL. Pour connaître l'autonomie, il suffit de doubler ces chiffres.

... aux projets plus ambitieux

Là ne s'arrête pas l'exploitation de la formule. La firme de San Diego a, en effet, étudié très soigneusement trois types d'avions militaires. Tout d'abord, le type 182 d'appui tactique transonique, se réclamant directement de la formule actuelle, puis le modèle 186 C dans lequel tous les « fan » sont logés dans une voilure de faible allongement et de grande profondeur à la racine, et capable de vitesses supersoniques, et enfin le modèle 187 C qui est offert comme une adaptation possible d'une série de « fan » escamotés le long du fuselage d'un quelconque avion d'armes existant ou à venir.

Le modèle 182 est biplace en tandem. Sa configuration générale est celle d'un delta empenné avec dérive en T. Deux « fan » sont montés dans la voilure, deux autres à l'avant du fuselage et un cinquième au droit du bord de fuite de l'aile. Ces derniers rotors sont alimentés en air par des ouvertures latérales. Les deux réacteurs sont montés sur l'extrados de l'aile médiane, contre le fuselage. L'atterrisseur est monorace avec un diabolos avant déporté vers la droite et s'escamotant latéralement vers la gauche. Deux balancines sont montées au tiers extérieur de l'aile et se logent dans des bulbes de bord de fuite, lesquels séparent les volets des ailerons. L'appareil est équipé d'un radar de défilement de terrain, d'un autre de conduite de tir et d'un canon fixe M61 de 20 mm. Deux points d'accrochage sont prévus sous les côtés du fuselage.

Voici quelques chiffres calculés sur ce modèle :

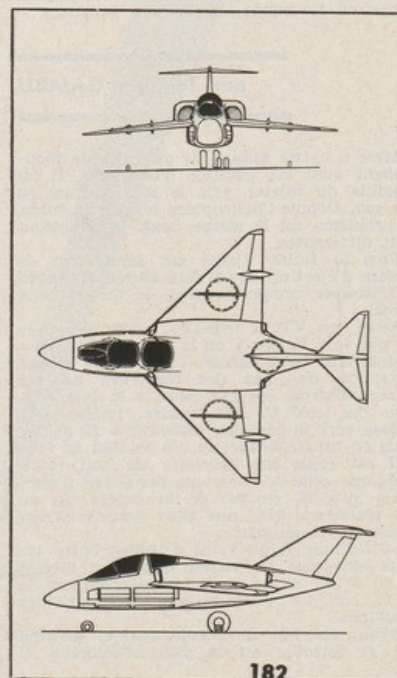
Envergure : 10,36 m. Longueur : 14,55 m. Hauteur : 4,17 m. Surface alaire : 29,45 mètres carrés. Allongement : 3,8. Epaisseur relative du profil : 6 %. Poids à vide : 7.242 kg. Poids total en VTOL au niveau de la mer : 15.830 kg ; à 600 m et 32° C : 13.743 kg ; à 1.500 m et 32° C : 12.236 kg. Poids total en VTOL sur un moteur : 9.978-8.618-7.710 kg. Poids total en STOL : 19.775-17.235-15.420 kg. Vitesse maximale à 10.500 m : M. 1,25. Passage des 15 m au décollage en STOL, à 17.235 kilogrammes : 630 m. Autonomie de convoyage : 7.100 km.

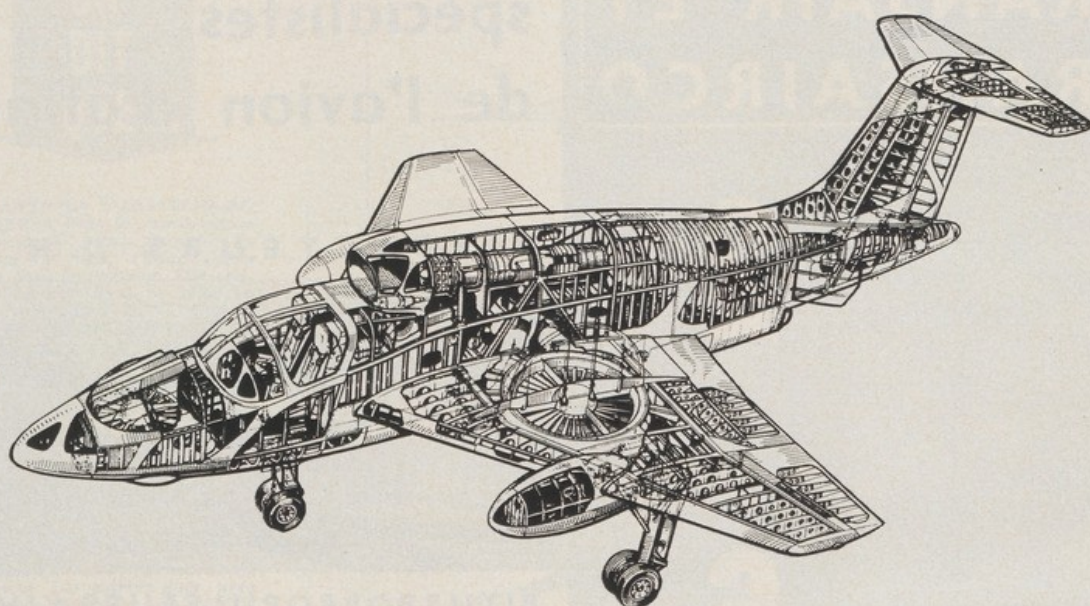
Le modèle 186C est doté d'une voilure à grande profondeur et faible allongement. Cette solution est très favorable aux grandes vitesses et se prête merveilleusement à l'installation d'équipements divers dans les régions épaisses près de l'emplanture. On y trouve notamment huit « fan », quatre de chaque côté, d'un diamètre de 1,03 m. La voilure, dont la forme en plan se situe entre l'aile gothique et le double delta est dotée de volets et d'élevons au bord de fuite, cependant que la surface d'apex est également mobile en incidence. Les deux réacteurs hypothétiques dont on attend une poussée de 2.380 kgp à sec et 3.310 kgp avec réchauffe sont plaqués contre le fuselage et sous la voilure. Ils sont alimentés en vol normal par des entrées d'air bidimensionnelles. Au cours de la transition-retour, ces entrées sont progressivement obturées par leur face à section variable supérieure, cependant que s'ouvrent parallèlement deux entrées d'air dorsales surmontées par des écopes. L'atterrisseur est monorace. Le bogie principal s'escamote entre les réacteurs et le diabolos avant sous le poste de pilotage biplace en tandem. Ce poste est suivi d'une soute pouvant recevoir une bombe de 900 kg et deux autres de 450 kg.

Envergure : 8,73 m. Longueur : 19,32 m. Hauteur : 5,05 m. Surface alaire : 48,50 mètres carrés. Allongement : 1,58. Epaisseur relative : 3,25 %. Poids total en VTOL : standard : 13.600 m ; à 600 m et 32° C : 11.795 kg ; à 900 m et 32° C : 11.340 kg. Poids total en VTOL sur un moteur : 8.575-7.440-7.165 kg. Poids total en STOL : 15.285-13.245-12.700 kg. Poids total en conventionnel : 17.000-14.740-12.700 kg. Vitesse maximale à 12.000 m, et 6.800 kg : M. 2 ; à 13.600 kg : M. 1,8. Vitesse au sol : M. 1,25. Rayon d'action militaire maximal à M. 0,9, au sol, avec 10 mn d'attente : VTOL : 525 km ; STOL : 740 km.

(Suite page 39)

Plan trois vues du projet Model 182, montrant sa filiation directe avec le XV-5A existant. Les deux réacteurs sont cependant latéraux et, pour la première fois, on voit figurer les « fan » de fuselage — deux à l'avant et un à l'arrière — alimentés par des portes latérales. Aucun autre système de contrôle n'est prévu, le pilote jouant à volonté sur le débit des gaz venant alimenter chaque rotor et sur l'inclinaison des persiennes.





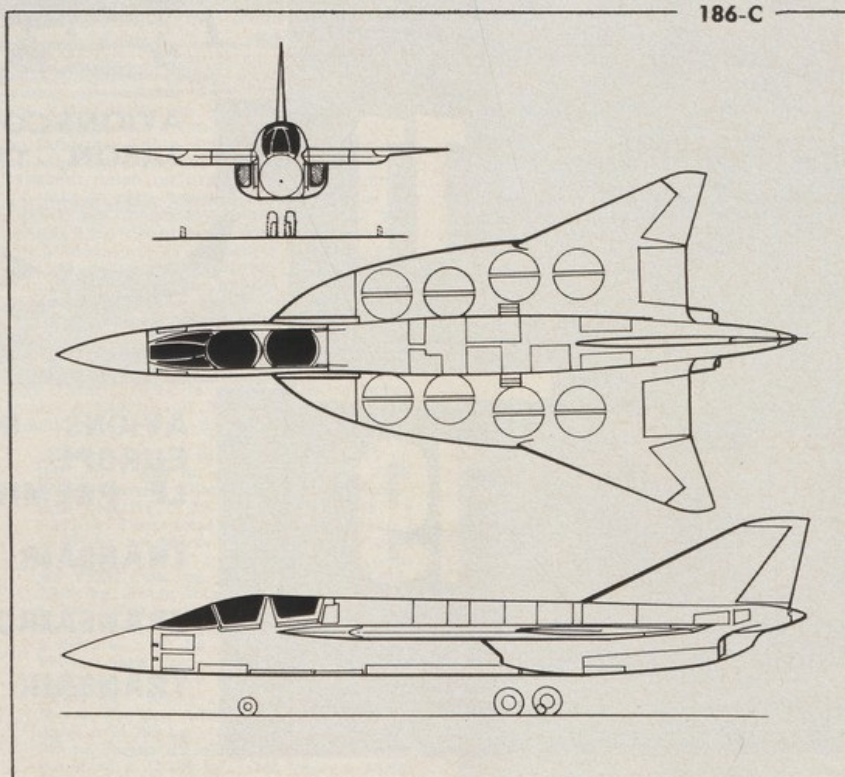
Ci-dessus, un ensemble « lift fan » en cours d'essai chez General Electric. Les petites aubes périphériques tournent à l'intérieur du bourrelet entourant le rotor sustentateur dont on voit les aubes multiples à pas fixe. General Electric a développé de cet ensemble d'étude le système actuel désigné LF-2, dans lequel le générateur de gaz chaud est le réacteur G.E. J 85.

Ce réacteur peut alors être installé dans le fuselage ou en nacelle, cependant que le rotor est facilement noyé dans l'épaisseur d'une voilure. Dans le cas d'un avion supersonique, cette épaisseur reste limitée pour des raisons aérodynamiques et il est alors souhaitable de disposer d'une grande corde de voilure afin de profiter d'une épaisseur absolue intéressante malgré une épaisseur relative du profil compatible avec les vitesses supersoniques. C'est le cas du projet Model 186 C dans lequel les « fan » sont logés en tandem dans la partie la plus épaisse de l'aile, tel qu'il est montré sur le plan ci-contre.

dessins de Jean PERARD.

Dessin écorché du Model 177, livrable en 24 mois et qui constitue la version opérationnelle de l'actuel XV-5A. Cette première génération d'avion d'appui tactique à décollage vertical a été rendue possible en raison des premiers résultats d'essais conduits sur les deux prototypes jusqu'à ce jour.

186-C



ON
DIT
QUE...

● A LA SUITE DE L'ABANDON DU « CAVALIER » dont la construction était cependant bien avancée, la GAMM n'a pas pour autant perdu tout espoir dans ce domaine. Elle continue ses travaux dans ce sens, en marge du programme ECAT dont le vainqueur désigné est le Breguet Br-121 « Jaguar », lequel doit faire l'objet d'une construction franco-anglaise. La GAMM, après avoir envisagé un projet « Mirage » IIIK, aurait actuellement en construction le type « Mirage IIIE-02 qui serait développé du modèle « Mirage » UUU F2 également en développement. Le nouveau prototype en aurait la configuration générale avec, cependant, une nouvelle pointe avant. Voilure en delta tronquée dotée d'un léger apex avant : dièdre inverse, volets de bord d'attaque. L'empennage bas serait également en dièdre inverse. Les entrées d'air, avec cônes, seraient disposées sous la voilure et alimenteraient, du moins pour l'instant, un réacteur SNECMA « Atar » 9K. L'atterrisseur Messier, en diabol, s'escamote dans le fuselage, vers l'avant, avec rotation vers l'intérieur de chaque diabol, selon une cinématique assez curieuse...

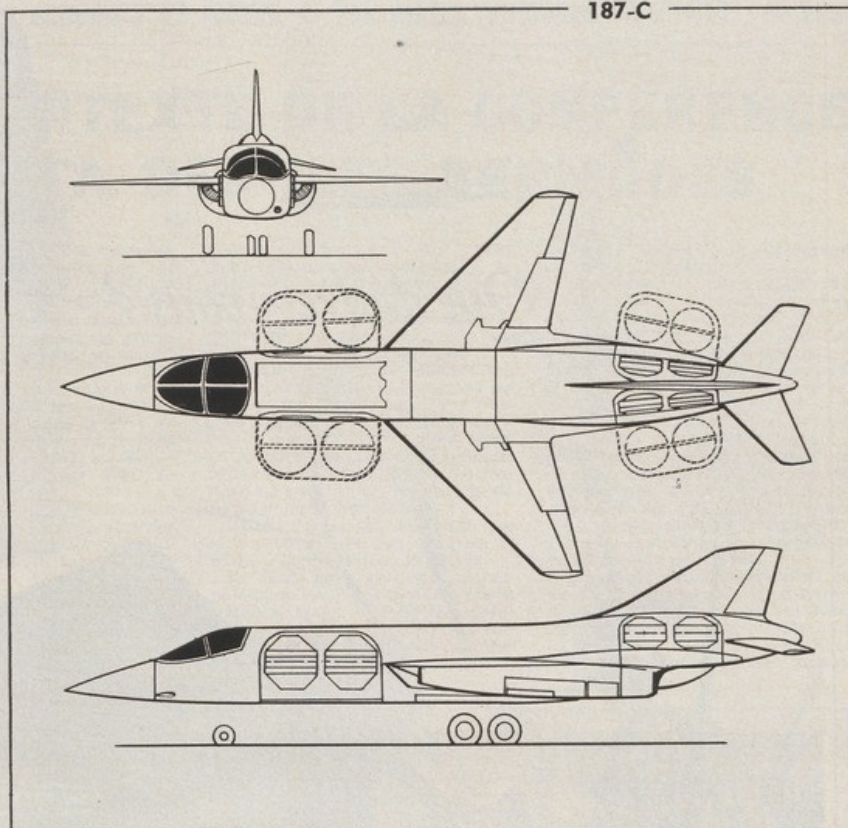
● ON SAIT QUE L'HELICOPTERE SUD-AVIATION « ALOUETTE » III dispose d'un turbomoteur Turboméca « Artouste » IIIB de 850 ch limité à 550 ch, afin de retrouver en altitude et sous climat tropical les performances standard. Le montage du turbomoteur « Artouste » X de 660 ch, limité également à 550 ch, n'a permis de retrouver les performances que jusqu'à 2.000 m. Mais, avec la disposition du nouveau moteur « Artouste » XII qui vient d'être récemment homologué à 740 ch, l'appareil retrouve sa gamme brillante de possibilités avec, en plus, l'avantage énorme d'une consommation spécifique inférieure de 30 % à celle de l'« Artouste » IIIB. Elle s'établit, en effet, à 241 gr/ch/h.

On chuchote, chez Sud-Aviation, qu'une tentative de record de distance aurait toute chance de succès. Dans ce cas, Sud-Aviation et ses hélicoptères aurait alors tristé tous les records mondiaux, vitesse, altitude et distance, pour hélicoptères purs...

(XV-5A - Suite de la page 37)

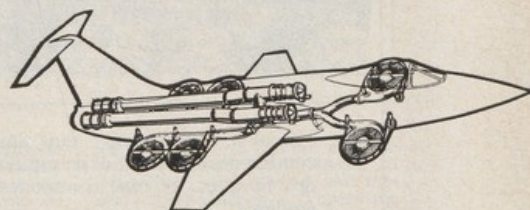
Le modèle 187C est le plus audacieux des projets. Il consiste à doter une cellule nouvelle ou encore un appareil existant de « fan » escamotable dans les parois du fuselage, en avant et en arrière de l'aile. Ryan a étudié une cellule spécialement adaptée à ce montage. Ce modèle 187C se présente comme un monoplan à aile en flèche, médiane, et empennage monobloc. Ce monoplac est équipé des mêmes réacteurs hypothétiques que ceux du modèle 186C et fournissant, par conséquent 2.380 kgp à sec et 3.310 kgp avec p.c. Ces groupes sont montés sous la voilure et contre le fuselage. Les entrées d'air latérales, du genre F-111, sont dotées d'un cône fixe, immédiatement suivi d'un système à pétales permettant d'obturer toute la section d'entrée de la manche à air.

187-C

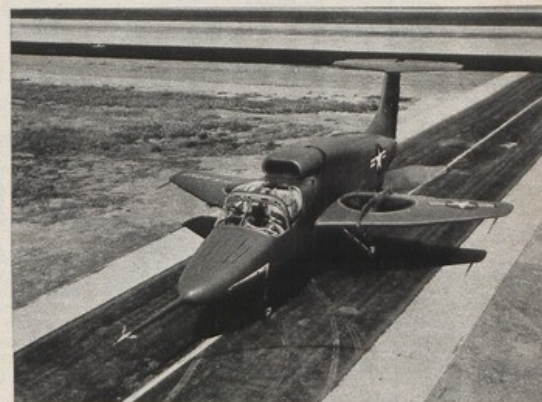


Plan trois vues du Model 187C dans lequel les « fan » sont plaqués, en vol normal, contre les parois du fuselage. En transition et en vol stationnaire, ils sont rabattus parallèlement à l'écoulement, et l'entrée d'air supersonique des réacteurs est obturée. Cependant que des écopes d'extrados assurent l'alimentation en air des moteurs à basse vitesse. Ce principe de montage des rotors est donc adaptable à certains avions supersoniques actuels en y effectuant quelques modifications relativement mineures...

Dans ce cas, l'alimentation des réacteurs se fait par des écopes d'extrados et d'intrados, au moment de la transition et du vol stationnaire. Les panneaux de fuselage comprenant les « fan » groupés par deux en tandem — d'un diamètre plus important à l'avant qu'à l'arrière — se rabattent latéralement, selon un axe d'articulation contenu dans le plan horizontal de référence de l'avion. Les manches d'alimentation en gaz chauds issus du réacteur sont articulées selon le même axe et travaillent donc en rotation, ce qui réduit beaucoup les problèmes d'étanchéité. Venant s'ajouter au canon M 61 de 20 mm placé sur le côté gauche du poste de pilotage, une soute ventrale reçoit une bombe de 900 kg et deux autres de 450 kg. L'atterrisseur tricycle comprend deux roues en tandem par jambe avec rétraction vers l'avant, entre la soute et les manches à air. A l'avant, un diabol se relève également vers l'avant, et dans l'axe.



Ci-dessous, l'actuel Ryan XV-5A dont les essais ont permis d'envisager des solutions telles que le projet Model 187C représenté ci-dessus sous la forme d'une adaptation au Lockheed F-104C...



Envergure : 9,70 m. Longueur : 18,95 m. Hauteur : 4,88 m. Surface alaire : 27,88 mètres carrés. Allongement : 3,4. Epaisseur relative : 3,5 %. Poids à vide : 7.595 kg. Poids total en VTOL, standard : 13.607 kg ; à 600 m et 32° C : 11.795 kg ; à 900 m et 32° C : 11.340 kg. Poids total en VTOL, sur un moteur : 8.570-7.438-7.165 kg. Poids total en STOL : 15.650-14.740-12.700 kg. Vitesse maximale à 11.795 kilogrammes, au sol, avec p.c. : M. 1,2 ; à 6.000 m : M. 1,6 ; à 12.000 m : M. 1,8. Vitesse sans p.c. : M. 0,95-M. 1. Passage des 15 m au décollage en STOL à 13.150 kg : 550 m ; à 12.700 kg : 485 m. Rayon d'action militaire en VTOL, standard, à 11.795 kg : 465 km ; à 10.430 kg : 930 m. Rayon d'action militaire en STOL, standard à 12.700 kg : 745 km ; à 10.885 kilogrammes : 1.210 km.

AVIATION

Magazine

International

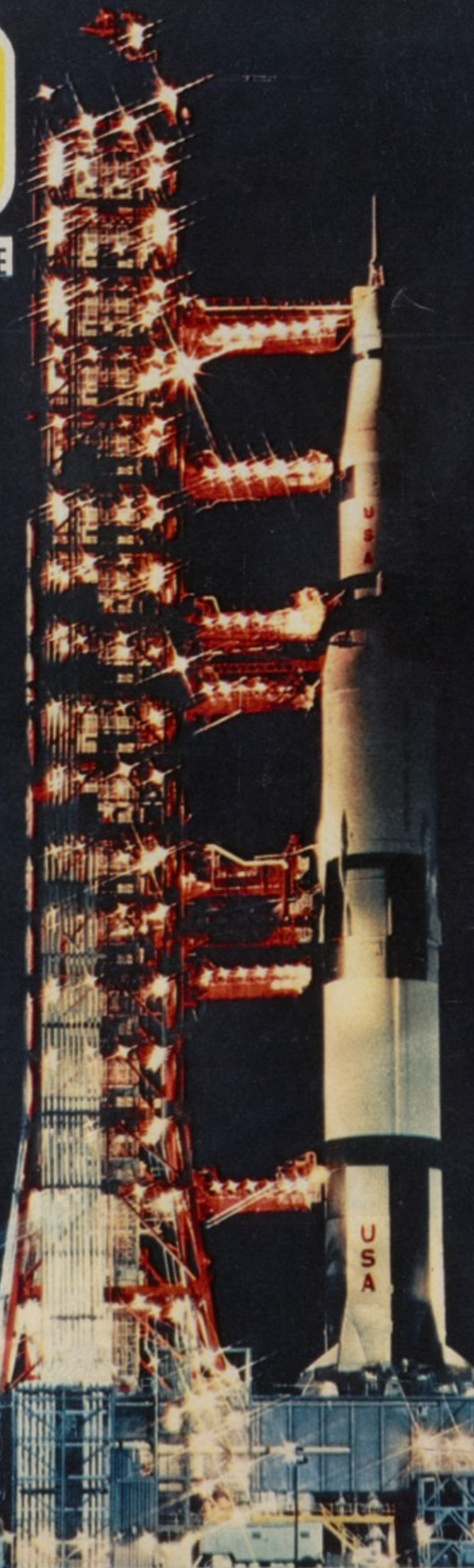
AIR REVUE • LES AILES • L'AIR ET L'ESPACE

A Cap Kennedy: SPECTACLE GRANDIOSE

PHOTOGRAPHIEE de nuit après sa sortie du « Vertical Assembly Building », la première « Saturn » V complète dresse fièrement ses 112 mètres sur le « Crawler Transporter ». Cette « AS-500 F » ne s'envolera jamais mais permet d'imaginer le départ grandiose des premiers « Apollonautes » américains.

NUMERO 447
15 JUILLET 1966

2,50 F. BELGIQUE 25 F
SUISSE 3,60 F
ESPAGNE 38 P



Astronautique " GEMINI " 10

utilisera la propulsion d'une «Agena» pour en rejoindre une seconde

LA huitième mission pilotée du programme « Gemini » devrait commencer le 18 juin. John W. Young (déjà copilote de Virgil I. Grissom à bord de « Gemini » 3) et Michael Collins auront une tâche difficile puisqu'ils devront réaliser en trois jours (43 révolutions quelque 16 expériences scientifiques, trois dépressurisations, deux sorties de 55 min. dans le vide et jusqu'à quatre rendez-vous et arrimages avec deux cibles « Agena ».

La première, GATV-10, devrait être

lancée par une « Atlas », le 18 vers 15 h 40 locales, et placée sur orbite circulaire à 297 km. Elle sera suivie de « Titan » II-GLV-9 vers 17 h 20. Le vaisseau sera placé sur une orbite 161/270 km. Un premier rendez-vous d'arrimage devrait intervenir lors de la quatrième révolution.

C'est là qu'interviendra la phase la plus spectaculaire et la plus dangereuse de la mission. Après stabilisation de l'ensemble et quelques petites manœuvres destinées à vérifier le bon fonctionnement des sys-

tèmes de propulsion secondaires, le moteur principal Bell Aerosystems Model 8247 sera mis à feu.

Le « 8247 » est une variante du « 8096 » qui équipe les « Agena Standard ». Il est capable d'être remis à feu plus de cinq fois (un prototype a été remis en marche 15 fois consécutives lors des essais au sol, mais un autre a explosé lors de la sixième tentative, si bien que les techniciens — pour des raisons de sécurité — ne demanderont à la cible qu'un réallumage en position arrimée).

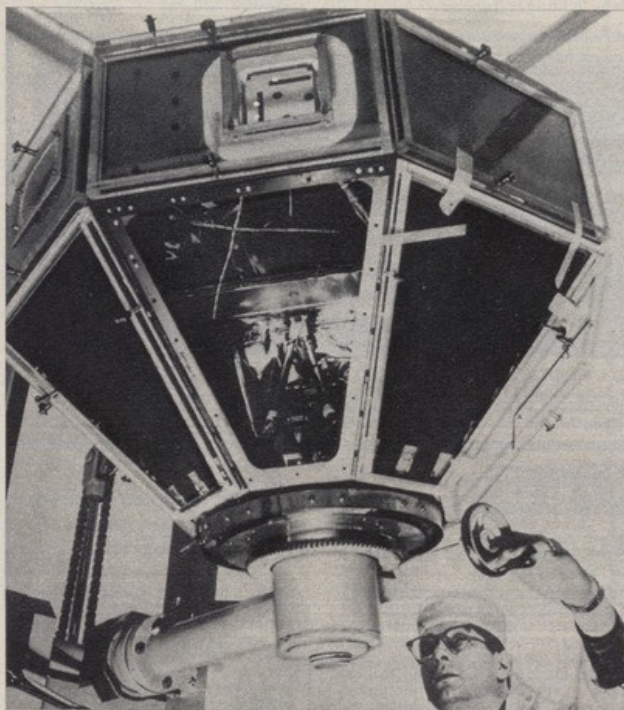
Brûlant de l'UDMH et de l'acide nitrique rouge fumant qui s'enflamme par simple contact, le moteur « Hustler » fournit 7 260 kg de poussée. Le temps de combustion minimum est de 2 s et le total disponible de 240 s, ce qui représente un accroissement potentiel de vitesse de l'ordre de 1680 m/s (contre 240 pour « Gemini » seule.).

La propulsion de l'« Agena » permettra de placer le véhicule sur une orbite circulaire à 397,5 km environ où patiente l'« Agena » utilisée lors de la mission d'Armstrong et de Scott (« Gemini » 8). « Gemini » 9 se détachera de la GATV 10 pour s'arrimer à la GATV 8. La manœuvre emmènera les astronautes à une altitude supérieure à celles de tous les précédents vols américains et il est même possible que le record soviétique 492 km, « Voskhod » 2) soit battu, la NASA envisageant de demander aux astronautes de « grimper » jusqu'à 682 km si le départ a effectivement lieu le 18 à 17 h 20 locales.

Collins devra effectuer deux « sorties » de 55 mn. Au cours de la première, debout sur son siège, il se livrera à des expériences scientifiques. La seconde le verra évoluer au bout d'un ombilical de 15 m. En raison des difficultés rencontrées par Cernan, l'utilisation de l'« AMU » a été annulée et n'interviendra que lors de « Gemini » 11, en septembre, vol pour lequel les expériences sont encore à l'étude : elles pourraient être encore plus spectaculaires, la NASA envisageant de placer le vaisseau sur une orbite allongée dont l'apogée, à 800 km, frôlerait la région inférieure de la ceinture de van Allen.

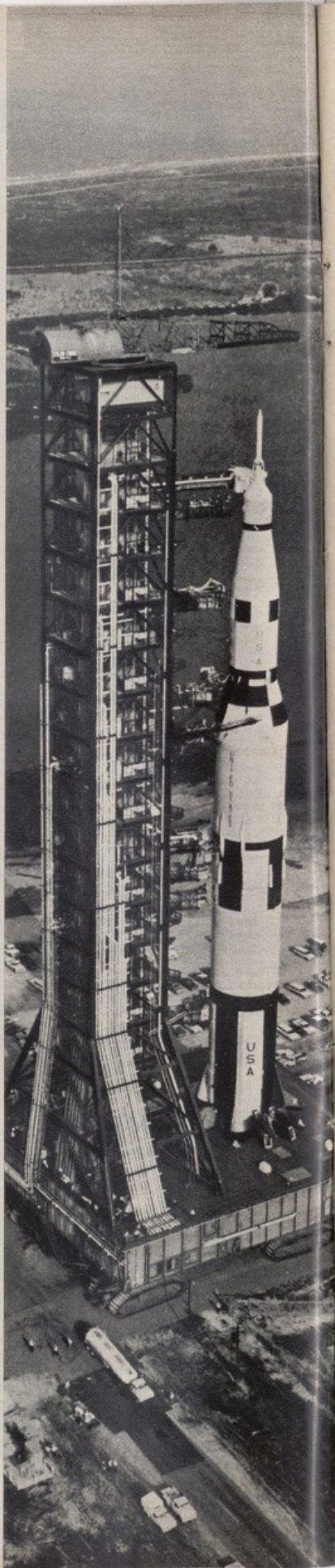
Egalement envisagés pour « Gemini » 11 : la liaison d'« Agena » et de « Gemini » et leur mise en rotation, afin d'introduire une gravité artificielle ; un rendez-vous plus rapide encore (préfigurant celui qui sera tenté par « Gemini » 12, dès la première révolution et pratiquement sans l'aide des stations terrestres) ; et une sortie sans liaison ombilicale, avec le seul AMU. Mais cette dernière expérience, après « Gemini » 9, n'a que très peu de chances d'être retenue.

Rappelons enfin que James Lovell et Edwin E. Aldrin ont été retenus pour la dernière mission du programme « Gemini ».



**LE GGTS DE GENERAL ELECTRIC ETUDIE
LA STABILISATION PAR GRADIENT DE GRAVITE**

LORS du récent lancement de la quatrième « Titan » IIIC (N° 11), un satellite peu connu accompagnait les sept premiers satellites Philco du réseau initial de télécommunications militaires américain (IDCSP, Initial Defense Communications Satellite Project). Baptisé « GGTS » (pour Gravity Gradient Test Satellite), étudié et construit par la General Electric Company, il va permettre d'étudier les possibilités d'orientation des satellites sur orbites synchrones ou quasi-synchrones par la méthode du gradient de gravité. Le principe de cette stabilisation — intéressante pour tous les futurs satellites d'application — peut se résumer ainsi : les véhicules spatiaux ont tendance à s'aligner sur la verticale terrestre locale selon leur grand axe (moment d'inertie minimal). Ce serait la raison pour laquelle la Lune, stabilisée depuis longtemps, tournerait toujours la même face à la Terre. La même théorie permet de dire que viendra un jour où la Terre tournera toujours la même face au Soleil. Pour faciliter la stabilisation des satellites par gradient de gravité, on « s'arrange » pour augmenter leur grand axe. On les dote donc de grandes poutres à l'extrémité desquelles on place de petites masses dont le rôle est essentiel puisqu'elles jouent le rôle d'amortisseurs en utilisant le champ magnétique terrestre pour freiner les mouvements du satellite. Le satellite de General Electric utilise des poutres de Havilland Canada de près de 16 m de long à l'extrémité desquelles les amortisseurs sphériques pèsent un peu moins de 5 kg. La masse totale du satellite n'excède pas 47 Kg.

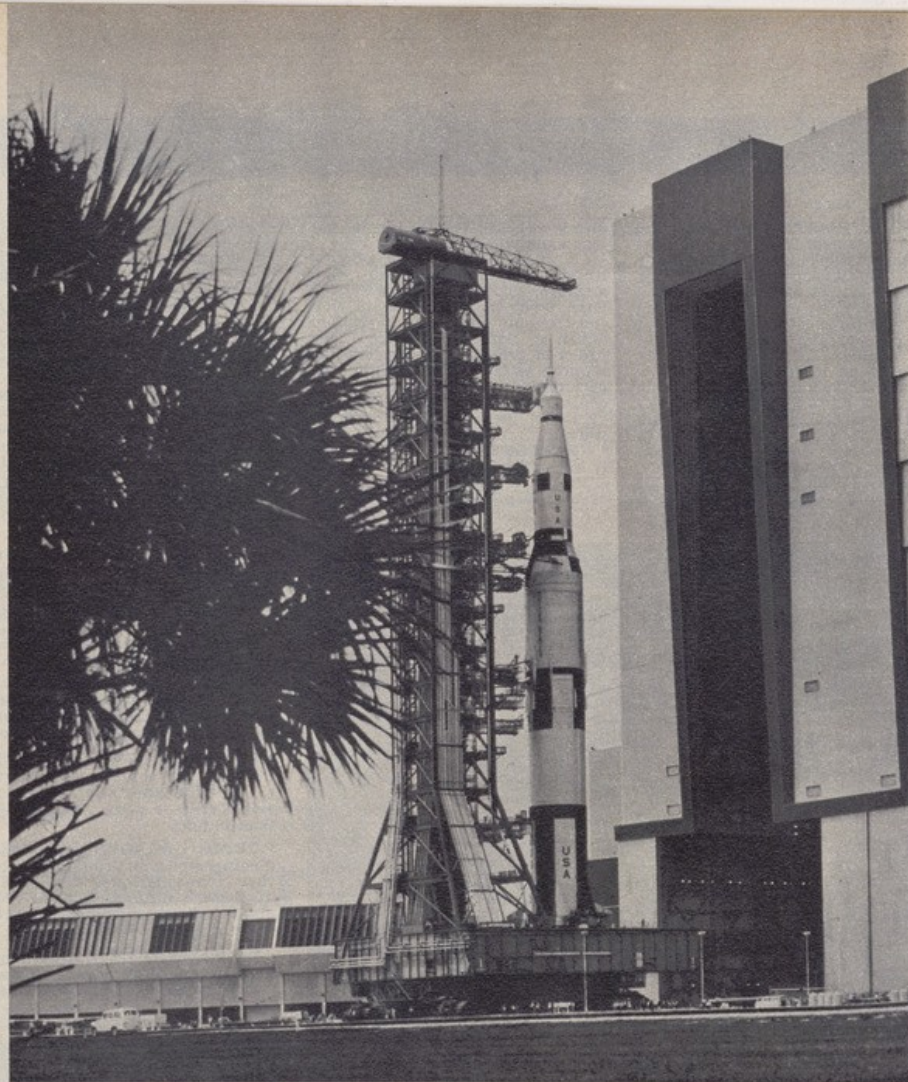


SURVEYOR » 1, après sa première nuit lunaire, n'a pas pu reprendre ses émissions. « AIMP » 1, placé sur une mauvaise trajectoire, n'est pas devenu le premier satellite lunaire américain. « Lunar Orbiter » A ne sera pas lancé avant le mois d'août, devant subir un complément d'essais. Rien de catastrophique, certes ! mais pendant ce temps le programme « Saturn/Apollo » progresse à très grands pas et les Américains risquent de devoir se contenter des informations recueillies à ce jour pour « figer » ceux des équipements lunaires entre lesquels un choix n'a pas encore été définitivement fait.

Il est assez extraordinaire de constater que tout le travail d'études, de développement, de constructions et d'essais qui devait être fait pour parvenir aux premiers vols de « Saturn » V est désormais achevé à 90 %. Le but est donc très proche désormais : L'« IU » (Instrument Unit) est opérationnel à 100 %, l'étape S-IVB/V prêt à 95 %, comme le S-IC. Seul le deuxième étage S-II est légèrement en retard (à 75 % du but). Le récent accident au MTF (Mississippi Test Facility) a retardé d'un mois les essais du premier exemplaire de vol et sa livraison à Cap Kennedy ne pourra probablement intervenir avant octobre.

Cela veut dire qu'AS-501 sera certainement lancée au tout début de 1967 (comme prévu) et non pas fin 1966 avec l'avance confortable que chacun espérait. Mais nous avons déjà une bonne idée de ce que seront les gigantesques préparatifs de ce premier vol et, au delà, de la première tentative américaine vers la Lune, grâce aux images de la « Saturn » V AS-500 F sortant du « VAB » et cheminant à 3 km/h sur le « crawler-transporter » vers les pas de tir.

Ces vues, dont il est encore difficile d'imaginer la réalité, sont suffisamment éloquentes pour que nous nous passions de commentaires.

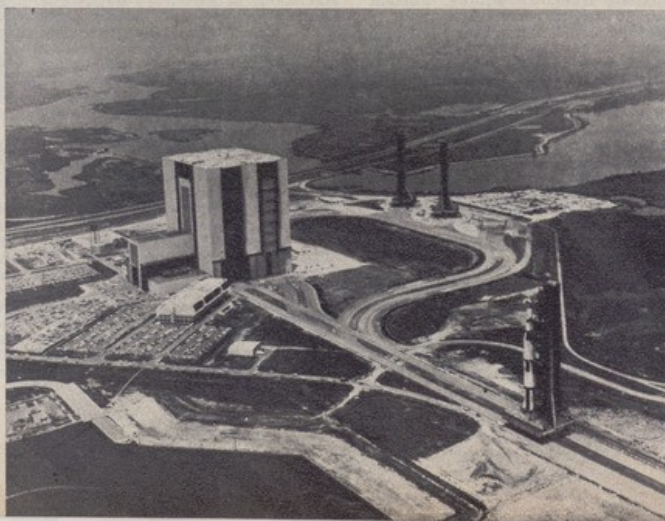
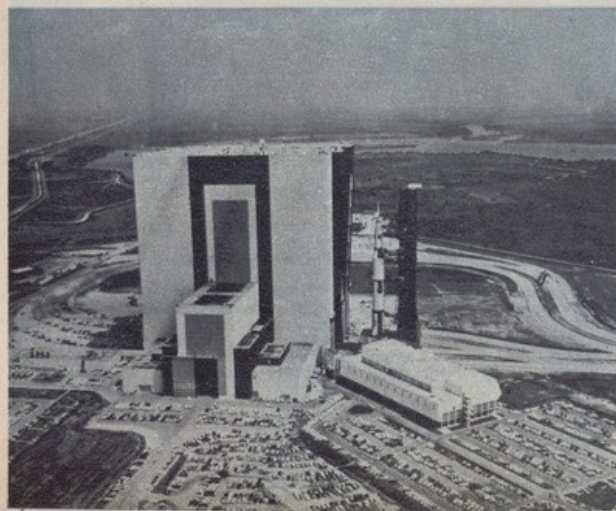


La fusée lunaire US " Saturn " V est prête (à 90%) pour le grand voyage

EN haut à droite, l'« AS-500F » sort du « Vertical Assembly Building » (VAB), le plus grand bâtiment du monde, haut de 160 m pour 183 de large et 213 de profondeur. Quatre « Saturn » V peuvent y être assemblés en même temps. Les photos ci-dessous, prises d'hélicoptère alors que l'AS-500F et sa tour, grâce au « Crawler-Transporter » s'éloignent lentement du

VAB, donnent une bonne idée des gigantesques dimensions des installations. La fusée lunaire, pourtant haute de 112 m, donne l'impression d'être toute petite et on a peine à imaginer que l'ensemble déplacé pèse près de 8000 tonnes, plus que la Tour Eiffel ! Ci-dessous à droite, on distingue les deux autres tours ombilicales « LUT » et à l'avant du VAB, le centre de contrôle de

tir. Les chenilles du « crawler » sont visibles sur le document ci-contre, pris alors que l'ensemble progresse sur la route spéciale de 5 km. L'axe de la fusée ne varie pas d'un dixième de degré par rapport à la verticale. Nous avons décrit « Saturn » V et les installations du MILA (Merritt Island Launch Area) dans le numéro 452 d'Aviation Magazine du 1^{er} décembre 1965.



Aviation

L'AIR ET L'ESPACE
LES AIRS
AIR REVUE

magazine

INTERNATIONAL

Inquiétudes et espoirs du Canada aérospatial



N° 560 du 15 au 30 AVRIL 1971 4 F

BELGIQUE 40 FB - CANADA \$ 1 - ESPAGNE 52 P - SUISSE 4,35 FS

BIMENSUEL

De Havilland of Canada

le contrôle longitudinal est assuré par un gouvernail de profondeur sans servo attaché à travers un tab à ressort. Enfin pour disposer en permanence, pendant l'approche, d'un contrôle précis de la portance et de la poussée, la manette des gaz commande directement le pas des hélices en fonction de la puissance. Au sol, la portance de la voilure est annulée par les spoilers de roulage et le braquage des surfaces de contrôle latéral.

Les arguments avancés en faveur du DHC-7 sont sa relative simplicité, le faible bruit qu'il doit engendrer, son coût opérationnel suffisamment bas pour sauvegarder la rentabilité avec un remplissage de 50 % sur les routes ADAC prévues et l'investissement raisonnable que nécessitera son développement rapide.

Sur les quelque 35 millions de dollars d'aide gouvernementale aux sociétés développant des ADAC, De Havilland Canada a touché 26 millions. Une partie de cette somme a été consacrée à la définition du DHC-7. Il faudrait investir approximativement 30 à 35 millions de dollars supplémentaires pour aboutir à la réalisation de deux prototypes et ajouter encore 10 millions pour arriver à la certification FAA ; la durée d'un tel programme serait de deux ans environ, c'est-à-dire que le DHC-7 pourrait être mis en service en 1974. Le prix fly aurait été mis en service en 1974. Le prix fly aurait été mis en service en 1974. Le prix fly aurait été mis en service en 1974.

En tout état de cause, on ne saura pas si le feu vert est donné pour passer à cette phase de l'opération, avant l'automne prochain. En attendant, selon un représentant de DHC, 10 commandes auraient déjà été enregistrées, mais ce chiffre est controversé en l'absence de communiqué officiel.

Au-delà du DHC-7

Bien que, comme nous l'avons déjà souligné, le développement et l'industrialisation d'un ADAC de deuxième génération, dans la gamme de 100 places ne soit pas apparemment dans les possibilités budgétaires et industrielles du Canada, De Havilland Canada prépare l'avenir. Une somme considérable a été accumulée depuis 1960 sur les systèmes dits « augmentor wing ». Le principe de cette technique d'hyperalimentation consiste à prélever de l'air froid sur les réacteurs, puis à l'envoyer dans des canalisations intégrées à la voilure et l'expulser à travers des volets à double fente servant de diffuseurs afin d'augmenter l'écoulement naturel de l'air. Dans une certaine mesure on assure également un contrôle de la couche limite, mais si ce système possède entre autres avantages celui de ne pas créer un fort couple à piqué, en revanche il est nécessaire de prélever environ 33 % de la masse d'air traitée par les réacteurs, c'est-à-dire qu'il faut disposer de double flux spécialement étudiés pour cette application. L'essentiel du flux froid étant dérivé vers la voilure, très peu d'air froid se mélange au flux principal à la sortie du réacteur de sorte que le bruit du moteur est considérablement accru. L'avenir de la formule dépend donc de la capacité des motoristes à offrir un double flux adapté, comportant peut-être un fan à deux étages.

L'étude des dispositifs « augmentor wing » a été conduite presque dès le départ avec l'aide des États-Unis. En 1965 des essais sur une maquette de grande taille motorisée par deux Rolls Royce « Viper » ont été effectués dans la soufflerie de l'Ames Research Center de la NASA. Actuellement, la NASA a procédé aux premiers essais d'un « Buffalo » modifié, doté d'un système « augmentor wing », 73 heures de vol avaient été accomplies à la mi-février et un deuxième appareil doté de réacteurs « Spey » était en cours de modification.

CANADAIR et les voilures pivotantes

CANADAIR est la société aérospatiale numériquement la plus importante du Canada. Cette filiale de General Dynamics (95 % du capital) emploie 5.000 personnes à l'heure actuelle. Logiquement elle devrait jouer un rôle majeur dans le programme ADAC national. Cependant jusqu'ici le nom de la compagnie n'a été cité dans aucun des rapports officiels diffusés.

Cependant, outre une gamme de production très variée allant des avions de lutte contre les incendies CL-215, à l'engin de reconnaissance aérienne CL-89, Canadair a acquis grâce à des contrats militaires, une expérience des appareils ADAC/V tout au long du programme d'avion à ailes pivotantes CL-84.

Le premier prototype du CL-84 a effectué son vol initial en janvier 1966. Les résultats obtenus avec cet appareil déterminèrent son choix comme véhicule à missions multiples pour de nouveaux essais d'évaluation ADAC/V à diverses fins militaires. Trois CL-84-1 ont été construits sous la désignation militaire de CX-84. Ces appareils sont essentiellement identiques au prototype, ils dispo-



Trois CL-84-1 ont été construits pour effectuer une évaluation plus complète des possibilités de ce genre d'appareils. Les derniers essais accomplis portaient sur l'utilisation du CL-84 pour les opérations de sauvetage. Actuellement les trois exemplaires sont retenus en chantier pour modification.

sent cependant d'une puissance plus grande (7 % de plus) et ont été dotés d'un équipement plus complet, et de réservoirs supplémentaires. Le premier CX-84 a volé en février 1970 et depuis a accompli plus de 100 heures d'essais. L'avion n° 2 est conservé au sol en secours, il a totalisé 10 heures de fonctionnement au sol. Le numéro 3 servira aux essais des systèmes embarqués. A la mi-février, le numéro 1 était en cours de révision et des modifications suggérées par l'aviation canadienne devaient être exécutées.

Bien que l'expérimentation se déroule toujours sous contrôle militaire, elle est aujourd'hui laissée à l'initiative du constructeur, car, depuis 1969, l'ordre des priorités militaires a changé. Aujourd'hui la défense collective est passée en tête des préoccupations des états-majors. Selon le général Adamson, chef des opérations air à l'état-major général des Armées, seul un avion de transport à réaction doté d'un système « augmentor wing », capable d'emporter 150 hommes, et leur équipement, et offrant un volume intérieur suffisant pour trans-

porter les véhicules classiques de l'armée intéresserait éventuellement les forces armées.

Nous avons publié dans notre numéro 513 un plan trois vues du CX-84 et une vue en perspective des commandes de vol de l'appareil. Les principales caractéristiques de l'appareil relevées sur la fiche technique du constructeur sont les suivantes :

« Le CL-84 est conçu pour un seul pilote mais des doubles commandes ont été installées pour un pilote inspecteur. Dans tous les modes de vol l'avion est commandé à l'aide d'un manche classique, d'un palonnier et d'une commande des gaz unique. Derrière le poste de pilotage, le compartiment passagers/fret à embarquement par l'arrière est équipé pour recevoir 12 sièges.

La voilure est articulée à 45 % de la corde et sa rotation est commandée par un vérin hydraulique. La surface de la voilure est presque entièrement soumise au souffle des hélices et elle est dotée de volets de bord d'attaque et de bord de fuite sur toute l'envergure. La commande des volets et de l'empennage horizontal à incidence variable est programmée automatiquement avec la rotation de la voilure.

L'avion est équipé de deux turbopropulseurs Lycoming T-53 ayant chacun une puissance sur arbre de 1.500 chevaux. La traction verticale et horizontale est assurée par deux hélices à quatre pales interconnectées en fibreglas de 4,26 m de diamètre. Si on coupe un moteur en croisière économique ou si un moteur tombe en panne, le moteur hors de fonctionnement est automatiquement débrayé et la puissance du moteur en fonctionnement est partagée également entre les deux hélices.

Pour décoller verticalement, le pilote fait pivoter la voilure, ce qui commande automatiquement la sortie des volets de bord d'attaque et de bord de fuite et le calage de l'incidence de l'empennage horizontal à la position optimale, puis il pousse la commande des gaz. Le décollage vertical par vent nul s'effectue avec la voilure à 85°. L'angle maximal de calage de la voilure est de 100°, ce qui permet à l'avion de voler en marche arrière à une vitesse de 55 km/h ou de rester en vol stationnaire avec un vent arrière de 30 nœuds.

Le passage du vol stationnaire au vol à une vitesse de 185 km/h prend environ 10 secondes. Lorsque la voilure est verrouillée en position de vol horizontal, le rotor de queue stoppé et aligné, le CL-84 est un avion maniable doté de bonnes caractéristiques de manœuvre et d'une vitesse de pointe de plus de 556 km/h, ce qui est de loin supérieur à la vitesse maximale de n'importe quel hélicoptère actuel.

Si la charge est trop élevée pour que l'avion puisse effectuer un décollage vertical, il peut effectuer un décollage court avec la voilure à 45°. Sous cet angle, l'avion peut franchir un obstacle d'une hauteur de 15 m situé à une distance de 150 m en transportant une charge marchande sensiblement double de celle qu'il peut enlever avec décollage vertical.

C'est cette dernière caractéristique qui a été mise à profit pour développer l'idée d'un appareil commercial ADAC répondant plus ou moins aux caractéristiques désirées dans l'optique de la phase 1 B du programme national.

Le CL-246 est un quadriturbopropulseur à ailes hautes pivotantes capable de transporter 70 passagers sur les mêmes étapes que le DHC-7. Les caractéristiques principales de l'appareil sont les suivantes : envergure, 23,29 m ; longueur, 27,13 m ; hauteur, 7,15 m ; poids max. environ, 24 t ; charge payante maxi, 6,5 t.



Les trois phases d'une transition du CL-84 aujourd'hui, plusieurs centaines de décollages et d'atterrissages ont été effectués sans aucun incident.

Le CL-246 devrait être équipé de quatre turbines Lycoming T-53-10 A de 1.900 ch, détaré à 1.600 ch-e, entraînant des hélices de 4,88 m de diamètre soufflant dans les phases d'atterrissage et de décollage l'ensemble de la voilure. Celle-ci est strictement rectangulaire, dotée de bords Krüger et de volets à simple fente courant sur toute sa longueur qui servent également d'ailerons. Contrairement à celle du CL-84, la voilure du CL-246 ne peut pivoter que de 30° au maximum.

L'incidence du stabilisateur horizontal est programmée en fonction de celle de la voilure afin d'éviter les changements de trim. Le stabilisateur est équipé de gouvernes à commande manuelle.

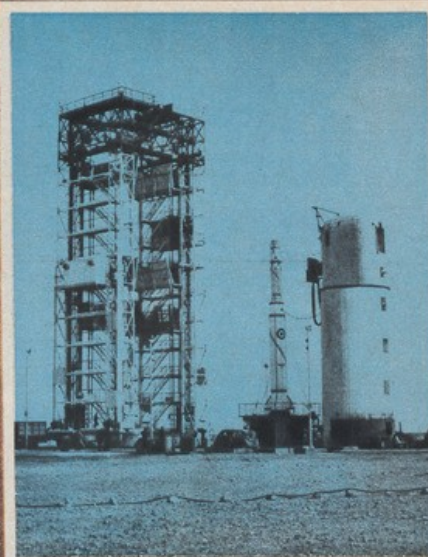
AVIATION

Magazine

International

LES AILES • L'ESPACE

AIR NASA



« Diamant » n° 2 sur la base « Brigitte » du CIEES d'Hammaguir, avant la mise en place du troisième étage, du satellite D-1A et de sa coiffe.



Le HL-10, sorti des usines Northrop de Hawthorne, a été officiellement remis à M. Paul Bikle, le 18 janvier, par M. Thomas Jones, président de la société californienne. Tous deux s'entrelient, sur notre photo, avec le pilote d'essais Milton O. Thompson, chargé par la NASA des vols du M2-F2 et du HL-J0.

NUMERO 438 2,50 F.
1^{er} MARS 1966

BELGIQUE 25 F
SUISSE 3,60 F
ESPAGNE 38 P

ON
DIT
QUE...

● UNE ÉQUIPE DE l'ONERA prépare actuellement à Hammaguir l'implantation des moyens d'essais nécessaires à l'étude de la rentrée atmosphérique des têtes de SSBS. On sait qu'une partie importante de ces essais doit être conduite à l'aide de fusées à deux étages SEREB « Saphir » (version R).

● LES DISCUSSIONS FRANCO-AMÉRICAINES sur le programme FR-2 (alias D-3) « Eole » se poursuivent. L'accord, attendu depuis la fin janvier, pourrait être annoncé officiellement vers la mi-mars. Notre excellent confrère « Space Business Daily » précise que le premier lancement, vers la fin de 1968 et à l'aide d'une « Scout », pourrait s'effectuer de Vandenberg et non pas, comme cela avait été tout d'abord envisagé, de Wallops.

● C'EST EN JUILLET QUE POURRAIENT ÊTRE LIVRÉS, à Nouméa (Nouvelle-Calédonie), les vingt panneaux solaires que le Service d'Aéronomie du CNRS a commandé à Electro-Optical Systems pour les « Eole ». Chacun sera formé de 140 cellules.

● LE PROGRAMME « SURVEYOR » — malgré l'« alunissage terrestre » réussi d'un exemplaire d'essai il y a six semaines — pourrait enregistrer un nouveau retard qui reporterait officiellement à juin le premier lancement. Hugues devrait livrer l'exemplaire de vol n° 1 à General Dynamics Convair vers la fin de février.

Son arrivée à Cap Kennedy est espérée pour la première quinzaine d'avril. D'ici là, une dernière « Centaur » d'essai, AC-7, aura été lancée.

● LES CHANCES ÉTAIENT GRANDES, à la mi-février, pour que la cible « Atla » (voir « Aviation Magazine » du 1^{er} février) soit retenue pour la mission « Gemini » VIII. L'« Agena » en essai, à Tullahoma (Tennessee), avait été mise à feu cinq fois avec succès, mais le sixième tir, le 12 février, lui a été fatidique. Elle a explosé comme celle du 25 octobre.

● LE LANCEMENT DE OV1-4 et 5 est à nouveau retardé du 23 février jusque vers le 3 mars. Le 23 février a été choisi pour le deuxième essai du moteur Aerojet General de 6,60 m de diamètre (SL-2). Les OV1-7 et 8 pourraient être lancés vers le 13 juillet, les OV1-9 et 10 en novembre, l'OV1-6 en octobre avec OV4-1, OV3-1 autour du 7 avril, OV3-4 et 5 en juin, OV3-3 et 2 en septembre et octobre respectivement.

LE « LIFTING BODY » A L'HONNEUR

- Essais au sol du Northrop HL-10
- Essais en vol du M2-F2 de la NASA
- Lancement par l'US Air Force du SV-5P

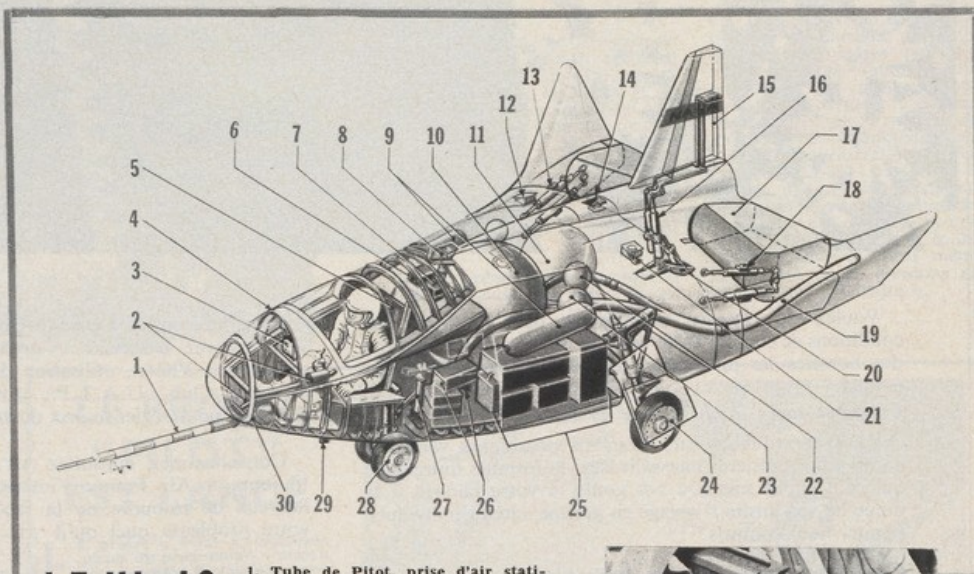


FRUIT des pré-études du Langley Research Center de la NASA, le HL-10 a été étudié et construit par la division Norair de la Northrop Corporation. Ses essais en vol seront assurés par Milton O. Thompson, pilote d'essai du Flight Research Center (Edwards). Il sera aidé dans cette tâche par le capitaine Jerauld R. Gentry, USAF. Tous deux sont déjà familiarisés avec la formule « Lifting Body » pour avoir accumulé depuis 1963 plus de 500 vols à bord du M2-F1. Ce dernier, rappelons-le, est un petit appareil de 500 kilos, entièrement en bois qui est remorqué par un DC-3 jusque vers 4.000 mètres et plane trois minutes environ.

AINSI que nous l'avons précisé dans notre dernier numéro, le HL-10 est sorti des usines de Northrop à la mi-janvier pour être officiellement livré à la NASA le 18. L'appareil devrait être maintenant aux essais, en commençant (comme l'avait fait le M2-F2 l'an dernier) par des essais en soufflerie grandeur. Les essais en vol devraient commencer vers le milieu de l'année.

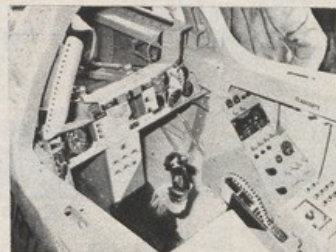
Ceux du M2-F2 sont imminents, désormais. Deux vols captifs sous l'aile du B-52 porteur ont été réalisés, le troisième et dernier est attendu pour la mi-mars. Le retard est dû aux pluies torrentielles qui se sont abattues ces derniers temps sur Edwards, endommageant la piste d'atterrissage que le grand lac asséchée.

Les vols planés suivront de peu. En complément de notre couverture, nous publions quelques photos du nouveau HL-10 dues en majorité à Henry Artof et Howard Levy, ainsi qu'une première illustration du projet SV-5P.

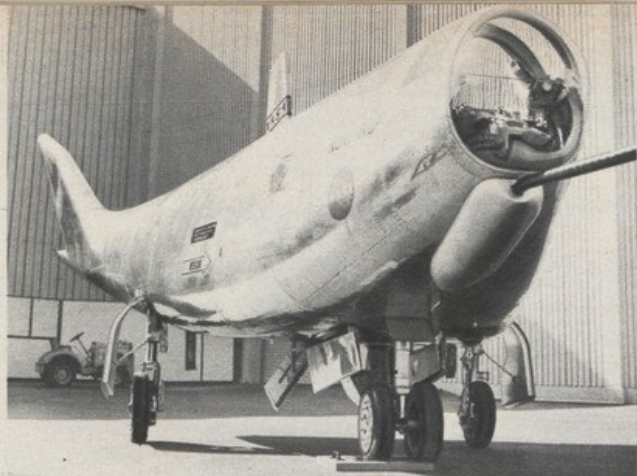


LE HL-10

1. Tube de Pilote, prise d'air statique. — 2. Ventilateurs électriques, désembuage-dégivrage. — 3. Panneau d'instrument droit. — 4. Armature de protection. — 5. Siège éjectable Weber, de T37, modifié. — 6. Gyro d'attitude. — 7. Détecteur trois axes. — 8. Point d'attache avant au B-52. — 9. Réservoirs d'air comprimé, pressurisation de cabine. — 10. Réservoir d'équilibrage avant. — 11. Réservoir d'équilibrage arrière. — 12. Prises ombilicales, air et oxygène. — 13. Point(s) d'attache latéraux (un gauche, un droit) et verrouillage des élévons. — 14. Point d'attache arrière au B-52. — 15. Gouvernail. — 16. Servo-commandes du gouvernail. — 17. Elevon. — 18. Servo-commandes d'élévon (deux de chaque côté). — 19. Système vide-vite. — 20. Patin arrière F9F. — 21. Prise ombilicale électrique. — 22. Réservoirs d'air comprimé, vide-vite avant et arrière. — 24. Roue de T-38, train d'atterrissage de F-5. — 25. Case à instruments gauche, batteries gauches, réservoirs et pompes hydrauliques. — 26. Convertisseurs statiques. — 27. Génératrice de secours. — 28. Train avant modifié de T-39. — 29. Antenne UMF. — 30. Commandes de vol.



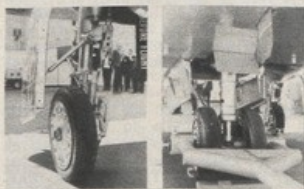
Le poste de pilotage du HL-10 est particulièrement simple. Le siège éjectable « zéro-zéro » est le même que celui qui équipe le « Delta Dart ».



CETTE photo met en évidence le « ventre » plat du nouveau HL-10 (arrondi sur le M2-F2) et son « dos » arrondi (plat sur le M-2). Deux autres différences essentielles sont visibles à l'avant (habitacle noyé pour le HL-10, en goutte d'eau pour le M-2). Comme son prédécesseur étudié à l'Ames Research Center, le HL-10 recevra un moteur fusée Thiokol XLR-11 qui permettra des vols au-delà de Mach 0,8, puis au-delà de la vitesse du son. De même, que le M2-F2, le HL-10 a été construit économiquement avec des éléments de F-5, T-38, T-37, T-39B-52, X-21 et F-106.



ON remarquera sur ce document l'épaisseur des gouvernes, en particulier celle des « ailerons » dont la partie supérieure joue le rôle de volet pour le contrôle de stabilité en tangage et celui de la trainée. La gouverne de dérive peut s'ouvrir en V ; à 25° de part et d'autre, pour servir d'aérofrein.



LE train d'atterrissage du HL-10 est partiellement emprunté au chasseur-bombardier Northrop F-5 (train principal) et partiellement (train avant) au bi-réacteur North American T-39 « Sabreliner ».

LE PROJET "PILOT" EST LANCÉ

LE projet « Pilot », troisième phase du programme « Start » (Spacecraft Technology and Advanced Re-entry Tests, voir le dernier numéro d'« Aviation Magazine »), vient d'être officiellement lancé par l'U.S. Air Force, ainsi que l'on s'y attendait depuis plusieurs mois. Lorsque ces lignes paraîtront, la division « Aeronautical Systems » de l'Air Force Systems Command devrait avoir entamé des négociations avec Northrop (constructeur des M-2 et HL-10 de la NASA) et Martin (maître d'œuvre du SV-3D, objet de la seconde phase « Prime » du programme START).

L'illustration que nous publions montre que le SV-5P (P pour « Pilot ») proposé par Northrop sera un « joyeux mélange » de



M2-F2 et de HL-10. Du premier, il adopterait le cockpit en goutte d'eau, du second, la disposition tridérive.

Si le HL-10 est plat dessous et le M2-F2 dessus, le SV-5P serait arrondi des deux côtés.

Comme les précédents, il sera largué depuis un B-52. Rappelons que les SV-3D de la phase « prime » seront lancés de Vandenberg à partir de la fin de 1967, par des « Atlas » SLV-3S. Quatre tirs sont actuellement prévus.

"Saturn" I B emmènera trois Américains sur orbite

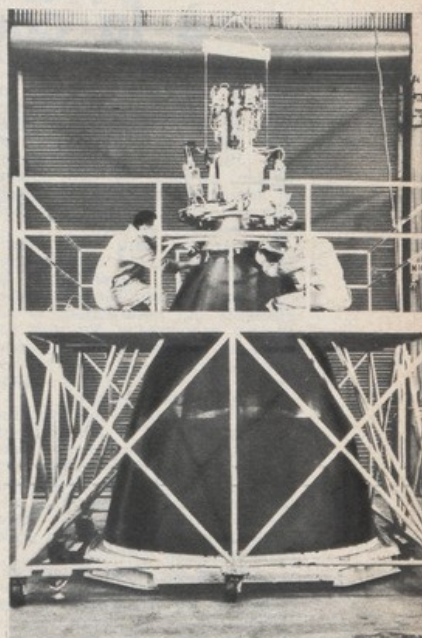
A U moment de mettre ce numéro sous presse, le premier lancement d'une « Saturn » IB était prévu pour le 23 février. D'abord espérée pour décembre dernier, cette mission SA-201 avait été retardée par les essais du propulseur du « Service Module » qui devait accélérer vers les couches denses de l'atmosphère, au terme d'un vol suborbital, le « Command Module » du vaisseau « Apollo » 009.

Notre photo montre ce moteur AJ-10-137 de 10 tonnes de poussée, en fin d'assemblage chez son constructeur. Il pèse 350 kg, brûle de l'aérozine 50 dans du tétraoxyde d'azote. Les réserves de propergols et l'épaisseur du matériau ablatif destiné au refroidissement de la tuyère permettent 12 minutes et demie de fonctionnement et quelque 50 remises en marche.

Ce « SPS » (Service Propulsion System) devait être mis à feu deux fois lors de la mission SA-201, pour 180 et 10 secondes respectivement. Cette impulsion devait accélérer le vaisseau jusqu'à quelque 8,5 k/s, soit plus de 30.000 km/h.

Le module de commande devait être ensuite récupéré dans l'Atlantique, afin que les techniciens de la NASA et de North American puissent étudier les effets de la rentrée sur le bouclier de protection thermique. Insistons sur le fait que le vaisseau utilisé est un véritable exemplaire de série à bord duquel trois astronautes auraient pu, si besoin, prendre place.

Un premier vaisseau réel, le SC-002, avait été essayé en vol



en janvier grâce à la cinquième et dernière « Little Joe » II. Dans les mois qui viennent, trois missions importantes sont prévues pour la « petite dernière » de von Braun (près de 70 mètres de haut !) : SA-202, nouveau vol suborbital, en direction du Pacifique ; SA-203, destiné à l'étude du comportement sur orbite de l'hydrogène liquide, et SA-204, qui doit être la première mission pilotée et se dérouler peut-être avant même la fin des douze missions du programme « Gemini ».

Premier cargo V/STOL

LE XC-142 A "TRI-SERVICE"

L'AVION de transport à décollage vertical XC-142 A vient de sortir des usines de Dallas, et poursuit actuellement ses essais au sol. Son premier vol est attendu pour le mois de septembre.

Il y a trois ans, en septembre 1961, les firmes Chance-Vought, Hiller et Ryan qui avaient soumis un projet

d'avion de transport quadri-moteur à voilure basculante sont sortis vainqueurs de l'importante compétition portant sur la réalisation d'un avion de transport rapide destiné aux troupes d'assaut et devant être utilisé conjointement par les trois armes : Air Force, Army, Navy.

Cinq prototypes furent com-

mandés et Chance-Vought fut choisi comme maître d'œuvre. Le programme complet de mise au point et d'essais restant cependant sous le contrôle de l'US Air Force.

Le XC-142 A constitue un élément d'un système de support logistique (support Système SS478-A) destiné à permettre l'acheminement de troupes d'assaut et de matériel divers sur des terrains non préparés et quelles que soient les conditions atmosphériques à partir d'aérodromes plus ou moins équipés et même à partir de navires de débarquement et de porte-avions.

La soute de l'appareil permet, avec des dimensions de 9,14 m x 2,12 m x 2,29 m, de transporter les véhicules légers militaires standards, des pièces légères et moyennes d'artillerie, des éléments du système de défense anti-aérienne « Hawk », des fantassins et permet également l'évacuation des blessés. Le chargement s'effectue à l'aide d'une rampe à l'arrière du fuselage, un poids total de 3.630 kg peut être chargé dans cette soute.

Le XC-142 A est équipé de quatre turbo-propulseurs General Electric T64-GE-6 de 2.850 ch. sur arbre qui entraîne quatre hélices Hamilton standard de 4,70 m de diamètre.

Les quatre propulseurs sont montés sur le bord d'attaque de la voilure qui pivote de 100° permettant ainsi à l'appareil de se maintenir en vol stationnaire par vent arrière. Des volets à double fente, fractionnés, occupent tout le bord de fuite de l'aile. Les éléments se trouvant en extrémité peuvent être commandés séparément et avoir des fonctions d'ailerons. Le bord d'attaque de l'aile est équipé de bords situés entre les fuseaux moteurs et les bouts d'ailes, le rôle de ces bords est d'éviter le décollement des filets d'air pendant la phase de transition.

Le rôle de ces dispositifs hypersustentateurs est double. Ils sont utilisés pendant la phase de transition VTOL ainsi que dans les cas de vols à faible vitesse et pour les atterrissages et décollages obliques.

Le pilotage du XC-142 A en vol horizontal s'effectue avec les gouvernes classiques, ailerons, volets de profondeur et gouvernail de direction. Dans la phase de vol vertical, voilure tournée vers le haut, la stabilisation et le contrôle autour de l'axe de lacet s'effectue par actions des ailerons, soufflés par les hélices; le contrôle de roulis est obtenu par la variation différentielle du pas des hélices au cours de leurs fonctions sustentatri-

Les concurrents du «Tri Service»

SI l'on considère les performances estimées, en utilisation, STOL du XC-142 A, on s'aperçoit que les résultats obtenus par ses concurrents, le Breguet 941 et le De Havilland Canada DHC-5 « Buffalo » (ex « Caribou » II), ne sont pas très éloignées des performances calculées par les ingénieurs de Ling-Temco-Vought.

Toutefois, les performances du « Buffalo », appareil très intéressant, ne semblent pas égaler celles du Breguet 941 aussi bien pour les distances de décollage et d'atterrissage que pour les pentes de descente possible à charge égale.

Dans le domaine de la sécurité, les hypersustentateurs du DHC-5 sont moins développés et la voilure n'est



LE BREGUET BR-941 (MC DONNELL 133).



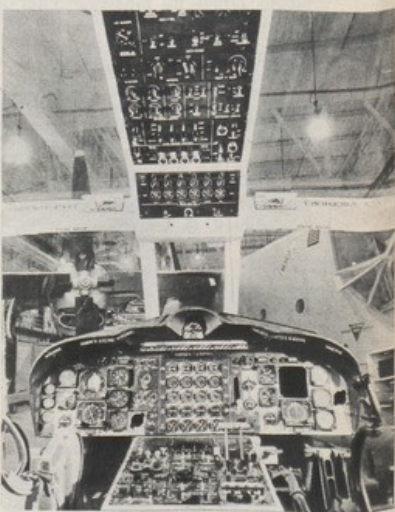
LE DE HAVILLAND-CANADA DHC-5 « BUFFALO » (EX. « CARIBOU » II).

intéressée que partiellement par le soufflage des hélices. D'autre part, ces dernières ne sont pas interconnectées comme sur le Breguet 941, une panne de moteur affecterait donc beaucoup le comportement de l'appareil aux basses vitesses.

Il reste, évidemment, à attendre les premiers résultats des essais en vol du XC-142 A en STOL. Il est en tout cas certain que la concurrence existe aux Etats-Unis et qu'une sévère compétition va, Outre-Atlantique, opposer ces trois types d'appareils.



L'empennage horizontal monobloc en position de décollage vertical et de vol stationnaire; son débattement est commandé en fonction de la position de la voilure. Notez également le petit rotor assurant la stabilité en tangage pendant la phase de vol vertical et la transition. Ce document nous montre aussi la porte d'accès à la soute et sa rampe de chargement destinée au véhicule.



Maquette du poste de pilotage à double-commandes; notez le levier de commande de pas et de puissance des quatre turbopropulseurs.



En configuration VTOL, aile basculée vers le haut : l'angle de basculement peut atteindre 100° par rapport à la ligne de référence horizontale, angle permettant le vol stationnaire par vent arrière, ainsi que le déplacement vers l'arrière de l'appareil au moment de son atterrissage. Notez les éléments de volets en bouts d'ailes.

CARACTERISTIQUES ET PERFORMANCES

Envergure	20,57 m.
Longueur	17,78 m.
Hauteur	7,95 m.
Poids à vide	10.250 kg.
Poids maximum en mission VTOL (185 km de rayon d'action)	15.821 kg
Poids maximum en mission VTOL (370 km de rayon d'action)	17.000 kg.
Poids maximum en mission STOL	16.975 kg
Poids maximum à l'atterrissage	16.975 kg.
Vitesse maximale au niveau de la mer	658 kmh.
Vitesse de croisière économique	463 kmh.
Plafond maximal en vol stationnaire à 15.821 kg : 2.545 m.	
Plafond maximal en vol stationnaire à 17.000 kg : 1.830 m.	
Distance au décollage STOL, passage des 15 m à 18.120 kg : 122 m.	
Distance à l'atterrissage STOL, passage des 15 m : 198 m.	
Rayon d'action en convoyage : 4.800 km, (avec réservoirs supplémentaires).	
Rayon d'action opérationnel en mission VTOL de 185 à 370 km.	

ces et le contrôle de tangage, par le petit rotor de queue à pas variable, agissant comme un rotor anticouple d'hélicoptère, mais dans le plan horizontal. En vol conventionnel ce petit rotor est bloqué, pas à zéro.



La voilure se trouve ici basculée en position de décollage STOL : on peut voir l'importance des volets à double fente.

Durant la phase de transition VTOL-vol conventionnel une timonerie actionnant un mélangeur permet de donner aux gouvernes de profondeur et aux ailerons un braquage

variant en fonction de l'angle de basculement de l'aile.

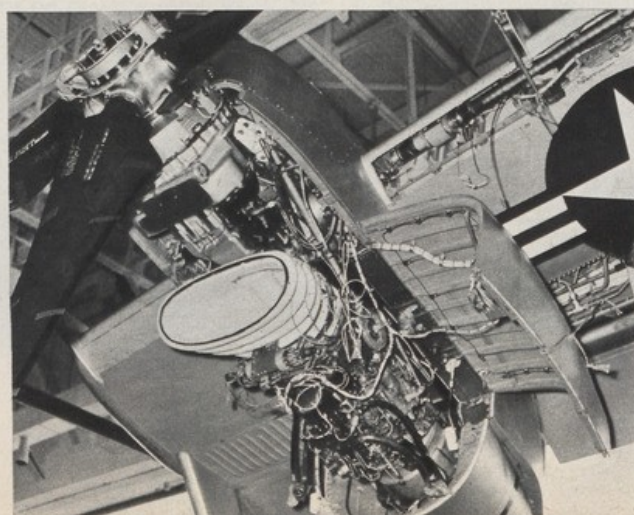
Chance-Vought est le principal constructeur et le maître d'œuvre dans l'étude et la réalisation du XC-142 A, Ryan

se voit chargé de l'étude et de la construction de toute la partie arrière du fuselage, de l'assemblage de ses éléments, y compris les surfaces mobiles d'empenages, de l'aile et du montage des moteurs sur les nacelles. Hiller, troisième participant, assure l'étude et la réalisation des volets, ailerons, et de la transmission.

Des développements du XC-142 A sont actuellement à l'étude chez Ling-Temco-Vought qui prévoit une version agrandie du XC-142 A qui sera équipée de turbines General Electric T64-GE-S4A de 3.400 ch. Une version civile serait également à l'étude et permettrait le transport de 40 passagers sur des parcours à faible distance, les possibilités V/STOL de l'appareil permettant des liaisons rapides entre aéroports, et installations thermiques situées dans les grandes villes.

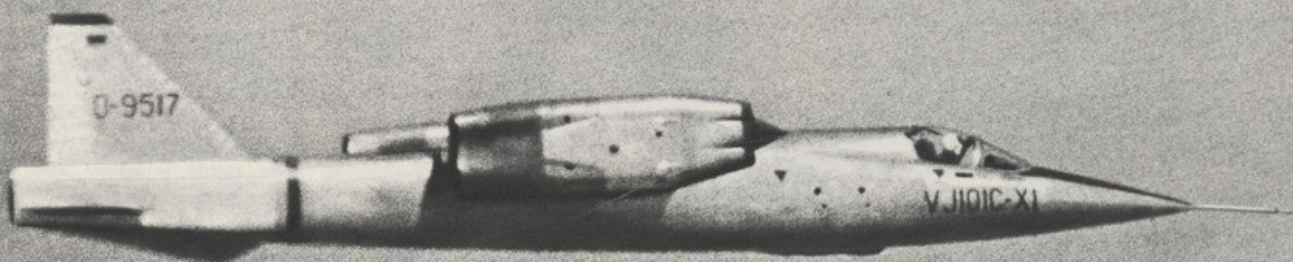
J. ALABOURG
(Photos Howard Lévy)

Ci-dessous, installation d'un des quatre turbopropulseurs General Electric T 64-GE-1, montés sous la voilure : à l'avant, le boîtier de réducteur d'hélice et, en-dessous, la manche à air d'alimentation de la turbine. L'accès de l'ensemble est très aisé grâce aux capots démontables.



Décollage
vertical

VJ-101C-X1



Un an et trois mois seulement séparent ces deux photos prises lors des premiers vols stationnaires, en avril 63 (photo du haut), et le franchissement du mur du son.

Solution allemande

UN avion à décollage vertical vient récemment de dépasser la vitesse du son en vol horizontal. Cet événement revêt une certaine importance, car c'est le premier appareil, dans cette catégorie, à réaliser une semblable performance ; il s'agit du monoplace expérimental VJ 101 C-X1 réalisé en Allemagne fédérale par l'EntwicklungsRing-Süd, consortium dirigé par le Dr Karl Schwärzler, et qui réunit les firmes Bölkov, Heinkel et Messerschmitt.

Comme les autres prototypes VTOL

par les ingénieurs de Rolls-Royce dans la conception et l'installation des groupes propulseurs et sustentateurs.

Parmi les problèmes à résoudre se trouvaient notamment celui de la disposition et du contrôle de la poussée des

réacteurs assurant la sustentation. Dans le but d'obtenir une bonne répartition de cette poussée, on adopta pour les groupes moteurs une disposition en triangle, les six réacteurs de sustentation Rolls-Royce RB-145 de 1.250 kgp étant

● par Jean PERARD

construit jusqu'ici, le VJ-101 C est un appareil purement expérimental. Mais il convient de préciser que les travaux de mise au point et la conduite des essais, tant au sol qu'en vol, ont été similaires à ceux d'un appareil normalement produit en série.

L'originalité de la formule à réacteurs basculants qui n'est pas sans rappeler le projet américain Bell-188 ne s'apparente pas aux autres formules développées à ce jour, et de nombreux problèmes techniques ont dû être résolus par les techniciens de l'E.W.R. assistés largement

George L. BRIGHT pilote d'essais



Chef-Pilote de la E.W.R., chargé des essais en vol et de la mise au point du VJ 101 C-X1 et X2.

Breveté pilote en 1942 dans l'U.S. Navy où il poursuit son entraînement. Passe ensuite à l'Ecole des Pilotes du Naval Air Test Center de Patuxent River (Maryland). Après avoir passé douze années dans la Navy, entre en 1954 chez Douglas, comme ingénieur aux essais en vol et pilote d'essais. En 1959, il fit un passage chez Hiller Aircraft Corp. où il participa aux travaux sur le projet X-18, convertible V/STOL à voilure basculante. C'était déjà un contact avec le vol vertical. Depuis 1961, George L. Bright participe aux études et a mené à bien les essais du VJ-101 C pour le compte de la E.W.R. Il totalise 7.000 heures de vol.

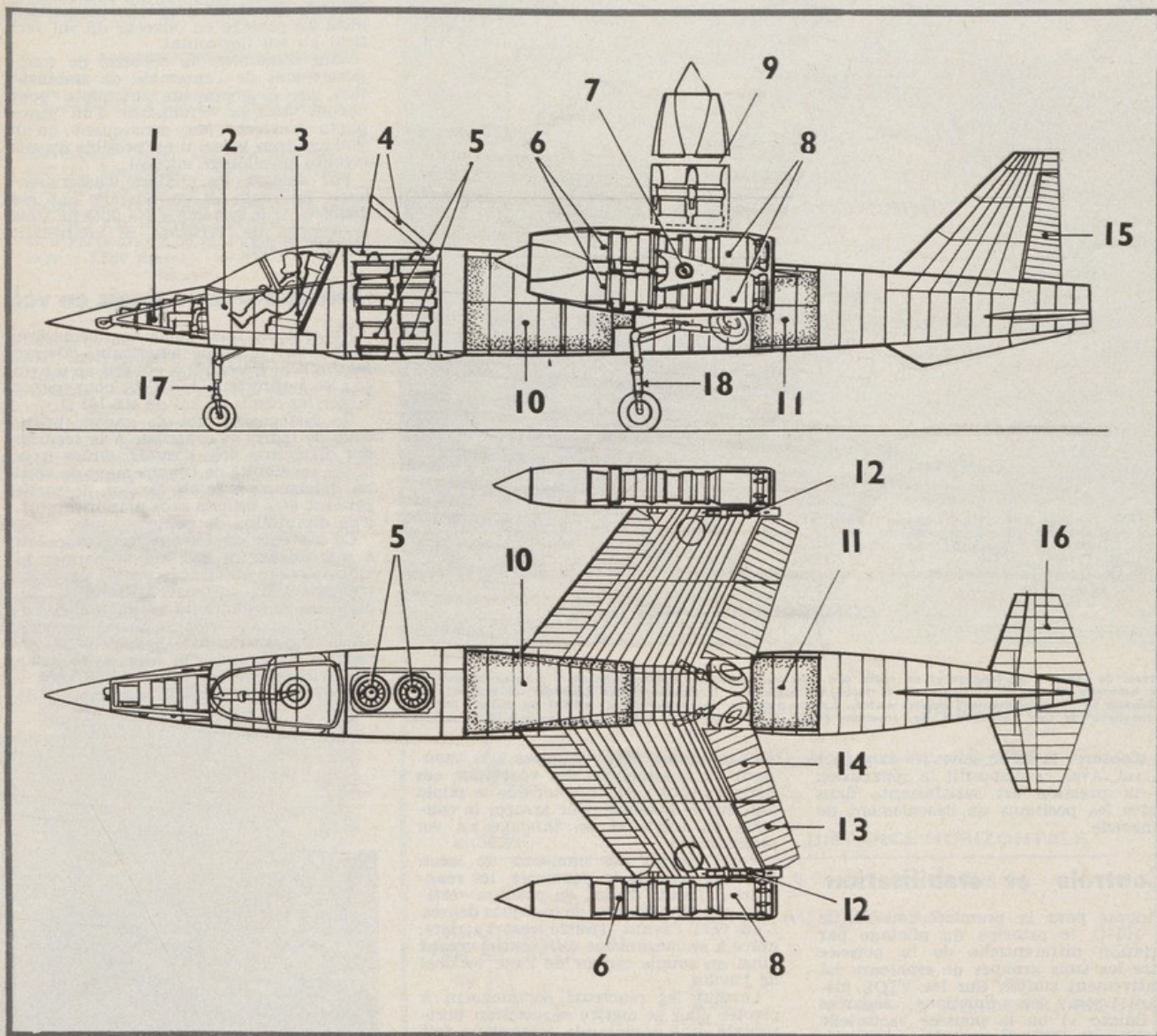
groupes par paires, une dans la partie fuselage ayant des fonctions de sustentation pure, les deux autres paires étant placées en bout d'ailes dans des nacelles pivotantes participant à la sustentation et assurant le vol en translation.

C'est donc une formule mixte qui a été choisie, formule dans laquelle les

D'autre part avec des réacteurs basculants, il est possible d'utiliser la post-combustion pour le décollage vertical, solution qui, utilisée sur le deuxième prototype VJ 101 C-X2, sera équipée de Rolls-Royce RB 145, à post-combustion développant 1.630 kgp. D'autres problèmes à résoudre furent ceux relatifs à

Dans la phase de transition, un écoulement optimal est ainsi obtenu dans les entrées d'air et la pression dynamique est suffisante pour que les réacteurs de sustentation atteignent le régime d'allumage.

La mise au point des entrées d'air des



PLAN DEUX VUES MONTRANT LA CONCEPTION STRUCTURALE ET L'EQUIPEMENT DU VJ 101 C-X2

1. Equipement de télémétrie. 2. Poste pilote. 3. Siège éjectable. 4. Entrée d'air et volet d'obturation des réacteurs de sustentation AV. 5. Turbo-réacteurs de sustentation AV Rolls Royce RB-145 de 1.250 kgp chacun. 6. Turbo-réacteurs de sustentation et de propulsion à post-combustion Rolls-Royce RB-145 de 1.630 kgp et 410 kgp. 7. Axe de pivotement des réacteurs basculants. 8. Tu-

yères de post-combustion. 9. Entrée d'air annulaire additionnelle des réacteurs marginaux. 10. Réservoir AV. 11. Réservoir AR. 12. Vérins de basculement des réacteurs marginaux. 13. Ailerons. 14. Volets de courbure. 15. Gouvernail de direction. 16. Empennage horizontal monobloc. 17. Atterrisseur avant. 18. Atterrisseur principal.

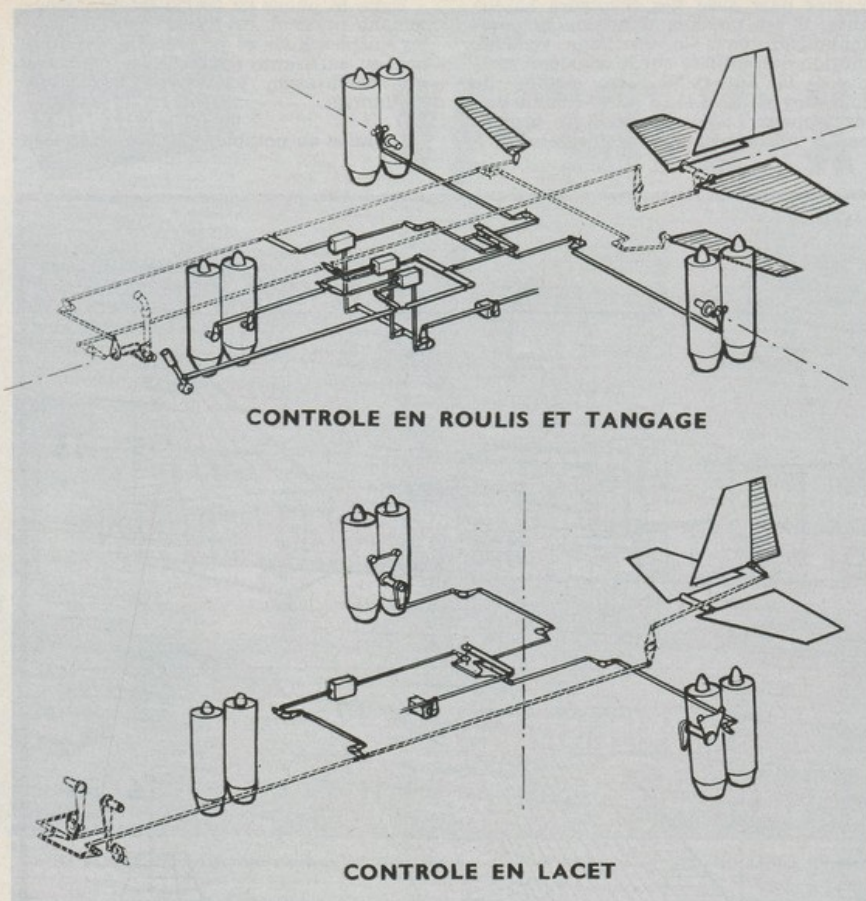
2/3 de la poussée globale nécessaire aux fonctions VTOL sont utilisés pour la propulsion en vol horizontal.

Avant d'opter pour les nacelles marginales basculantes, une possibilité d'utilisation de déflecteurs avait été étudiée; elle fut finalement écartée n'apportant aucun avantage sur le gain de poids.

l'étude des entrées d'air des réacteurs de sustentation de fuselage et des nacelles marginales.

L'entrée d'air finalement adoptée pour les deux réacteurs verticaux de fuselage est unique et est recouverte en vol horizontal par un panneau pivotant et commandé par le pilote en VTOL.

nacelles a été plus complexe que pour les réacteurs de fuselage, il s'agissait en effet d'obtenir une poussée maximale aussi bien en vol supersonique, qu'en vol stationnaire; ce problème a été résolu en dessinant une nacelle comportant une fente sur toute sa section, l'élément avant coulissant et permettant d'ouvrir



Système de contrôle en tangage et en roulis par variation de poussée différentielle des 3 groupes de réacteurs. Une timonerie de cde de puissance (traits forts) est associée à la timonerie des Cdes de vol intéressant la profondeur et le gauchissement (traits mixtes). Le contrôle en lacet s'effectue suivant le même principe, la timonerie de Cde d'inclinaison des réacteurs (traits forts) étant reliée à la Cde de direction (traits mixtes).

ou d'obturer la fente selon les exigences du vol. Avec ce dispositif la répartition de la pression est satisfaisante dans toutes les positions de basculement de la nacelle.

Contrôle et stabilisation

Adopté pour la première fois sur le VJ 101-C, le principe du pilotage par variation différentielle de la poussée entre les trois groupes de réacteurs est relativement simple. Sur les VTOL utilisant soit les fonctions séparées (« Balzac ») ou la poussée vectorielle (Hawker P. 1127) le contrôle de la stabilisation en stationnaire s'effectue au moyen de buses éjectant de l'air comprimé perpendiculairement aux trois axes ; solution lourde nécessitant un dispositif de pilotage séparé pour les vannes de distribution intéressant les buses. Dans le cas du VJ 101-C, il suffit d'agir sur les commandes classiques auxquelles est associée une timonerie de commande agissant sur chaque groupe de réacteurs.

Après le démarrage des réacteurs, le contrôle en puissance de ces derniers s'effectue à l'aide d'une manette unique qui permet de régler la poussée totale dans les phases VTOL.

Les commandes de gauchissement et

de profondeur étant couplées à la timonerie de commandes des réacteurs, ces derniers sont actionnés lorsque le pilote agit sur le manche pour assurer le contrôle en roulis et en tangage en vol stationnaire.

Pour obtenir des moments de lacet, le pilote sollicite le palonnier, les réacteurs de bouts d'ailes, en position verticale, s'inclinant alors de quelques degrés. L'un vers l'avant, l'autre vers l'arrière, grâce à un mécanisme différentiel créant ainsi un couple autour de l'axe vertical de l'avion.

Lorsque les réacteurs commencent à pivoter pour se mettre en position horizontale, une commande mécanique fait cesser progressivement le contrôle par variation de poussée à mesure qu'augmente, avec la vitesse, l'efficacité des gouvernes aérodynamiques, cette vitesse étant de l'ordre de 170 km-h.

Le système de stabilisation du VJ 101-C est composé d'un autopilote conçu pour le contrôle de la vitesse angulaire (vitesse de rotation autour des axes de symétrie) et d'un autre système de contrôle en roulis et tangage (contrôle d'assiette). Le premier système étant familier aux pilotes d'avions classiques et le second permettant un pilotage aisé en vol stationnaire. Les techniciens de E.W.R. adaptèrent cette solution de compromis. C'est ainsi que l'appareil a été doté d'un système de contrôle altitude dont l'action

diminue progressivement dans la phase de transition, pour s'arrêter complètement lorsque les réacteurs de bout d'aile atteignent l'angle de basculement de 45 degrés, c'est-à-dire au moment où les gouvernes aérodynamiques deviennent efficaces. Cet équipement fonctionne donc comme un système de contrôle d'assiette, puis comme un système de contrôle de vitesse angulaire permettant ainsi un passage en douceur du vol vertical au vol horizontal.

Afin d'accroître la sécurité de fonctionnement de l'ensemble de stabilisation, on a prévu un autopilote pour chaque axe, la défaillance d'un autopilote n'affecte par conséquent qu'un seul axe pour lequel il est possible d'avoir recours au pilotage manuel.

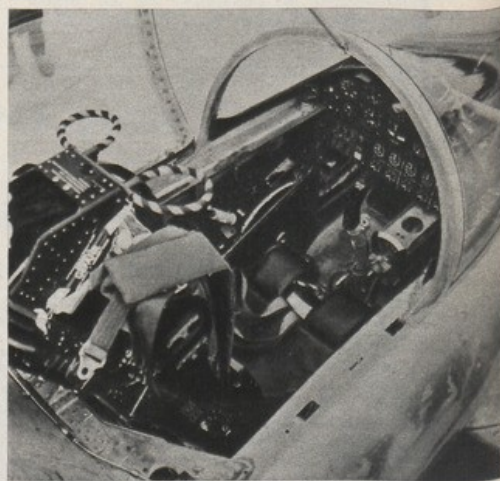
Par ailleurs, les chaînes d'asservissement en roulis et en tangage ont été doublées et le système a été doté de trois gyroscopes de verticale se contrôlant mutuellement.

Télémesures et essais en vol

Un système analogique de télémesure, réalisé par la firme américaine Electro Mechanical Research a été mis en œuvre par les techniciens de l'EWR pour mener à bien les essais en vol du VJ-101 C.

Ce système permet de gagner beaucoup de temps et contribue à la sécurité des différents vols d'essais. Grâce à la haute sensibilité de l'équipement de bord les détecteurs à faible tension de sortie peuvent être utilisés sans amplificateurs, d'où diminution de poids.

Ce système de télémesure très précis a une portée de 250 km et permet la transmission simultanée de 287 paramètres sur deux porteuses différentes. En plus des enregistreurs magnétiques, recueillant dans la station au sol les données transmises par l'équipement de bord, il existe dans la tour de contrôle des instruments appelés « Quick Look » permettant à l'ingénieur responsable de



Le poste de pilotage du VJ 101 C est celui d'un avion moderne à réaction conventionnel. Pas de commandes particulières, le pilotage en toutes configurations s'effectuant avec les commandes classiques et une manette de puissance.

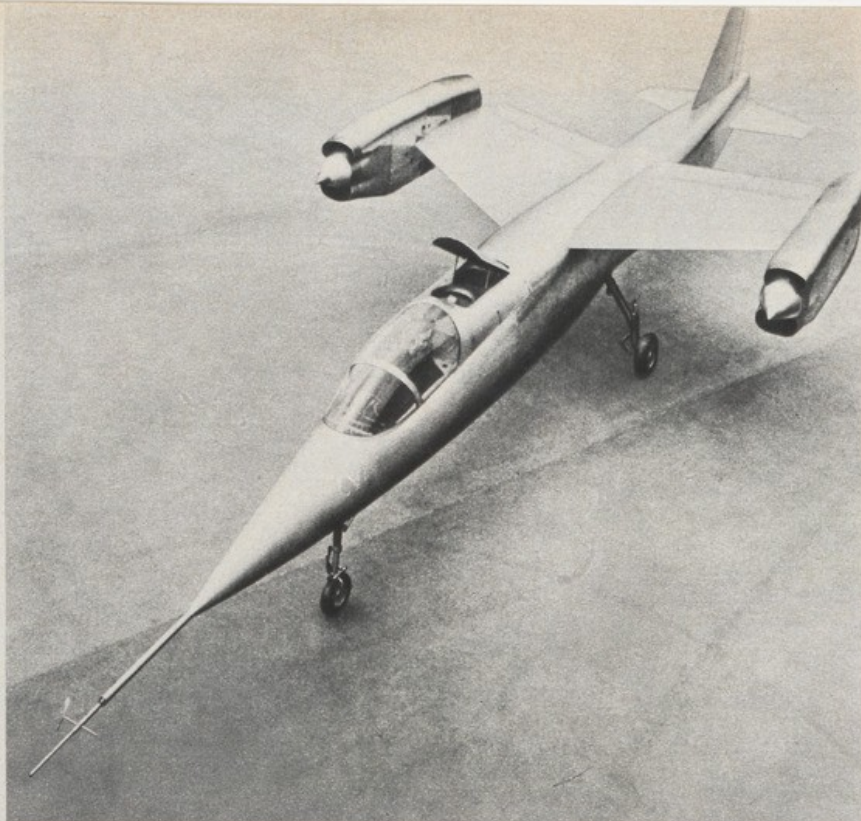
surveiller continuellement les paramètres les plus importants. La station de télémétrie qui a servi aux essais en vol se trouve au centre d'essais de la Luftwaffe à Manching, près de Munich.

Il convient pour terminer, de mentionner la rapidité avec laquelle se sont déroulés les essais en vol du VJ-101 C. Les premiers vols stationnaires eurent lieu au mois d'août 1963. Après une présentation

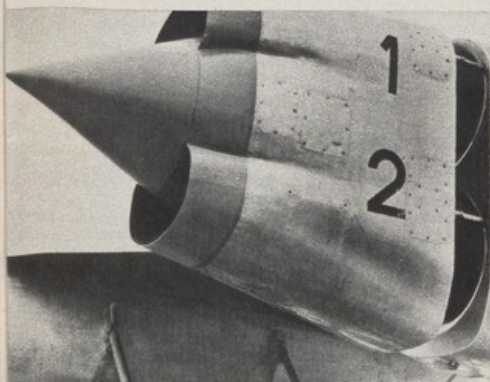
CARACTERISTIQUES

Envergure (entre axe des nacelles) : 6,02 m. Longueur : 15,70. Hauteur : 4,13 m. Distance entre le plan de symétrie des réacteurs avant et le plan passant par les axes nacelles en position verticale : 4,50 m. Poids au décollage : 7.500 kg.

publique de décollage vertical, les essais furent interrompus, un chantier étant nécessaire pour préparer l'avion au vol horizontal. Des essais de vibrations suivirent et durèrent 1 mois. Les essais en vol horizontal commencèrent le 31 août 1963 et, dès le 20 septembre, l'appareil effectuait ses premiers vols complets, avec transition. Quinze transitions complètes dans les deux sens furent réali-



Sur ce document l'on peut se rendre compte de la configuration aérodynamique du VJ 101 C-X1. C'est une aérodynamique d'avion supersonique, que n'affecte aucune protubérance engendrant des traînées supplémentaires, elle n'est pas sans rappeler celle du SO 9050 « Trident » II.



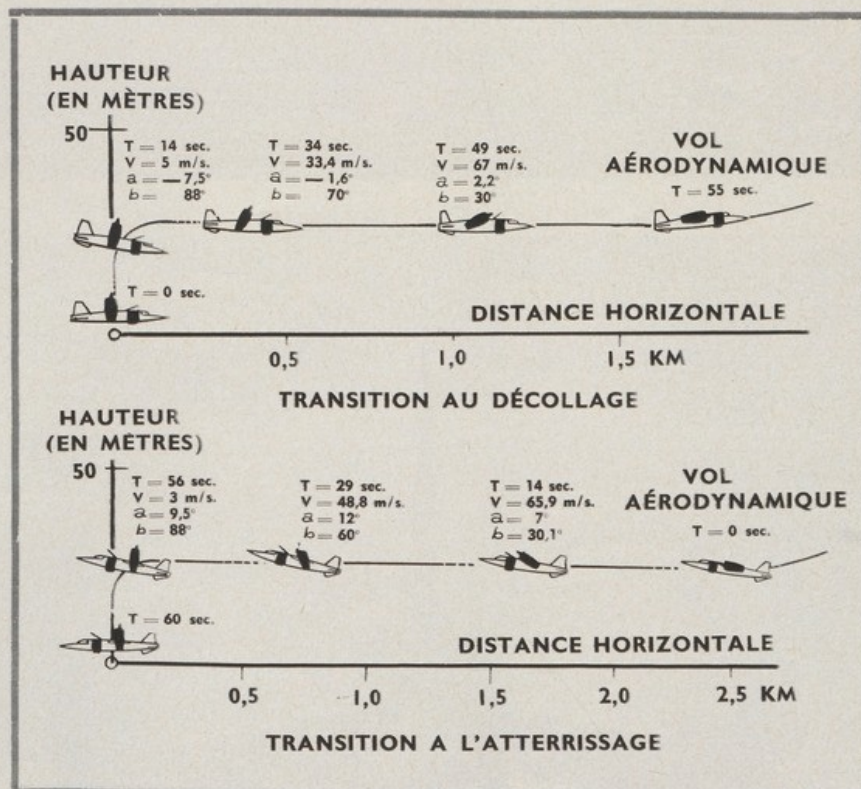
Le carénage mobile des nacelles marginales et la fente annulaire autour des deux manches d'alimentation des réacteurs. Cette fente est une entrée d'air supplémentaire utilisée au cours des phases de décollage, de transition et d'atterrissage. L'étude de ces nacelles a été un des plus gros problèmes à résoudre, et a nécessité de nombreux essais en tunnel par les techniciens de l'EWR SUD et Rolls - Royce.

sées en 20 heures de vol.

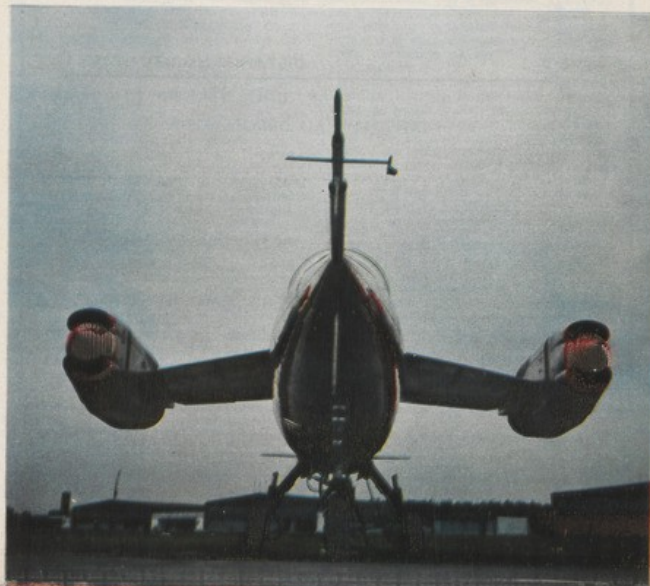
Il fallut seulement quatre mois pour passer du premier vol stationnaire à la première transition et un an et 3 mois pour le franchissement du mur du son, ce qui constitue une sorte de record.

Bien que les résultats obtenus aient été encourageants dans cette formule originale et malgré les crédits débloqués par le ministère de la Défense pour financer le programme VJ-101 C jusqu'aux essais du second prototype X2, aucune production de série n'a été envisagée.

La réalisation de ce programme a tout de même permis aux techniciens de l'EntwicklungsRing Süd de se familiariser avec les techniques modernes d'essais et d'acquérir une expérience très utile dans la réalisation de futurs projets d'avions VTOL européens.



TRANSITION AU DÉCOLLAGE ET A L'ATTERRISSAGE. T = temps écoulé depuis le décollage. V = vitesse de l'appareil. α = angle d'incidence de l'appareil. b = angle d'inclinaison des nacelles réacteurs. Cinquante-cinq secondes sont nécessaires pour la transition au décollage, 1.600 m sont parcourus en vol pour atteindre la vitesse de sustentation aérodynamique de 170 km. A l'atterrissage, le temps de transition est légèrement plus long : 60 secondes, le pilote commençant sa manœuvre à 2.500 m du point d'impact.



Le EWR VJ 101C-X1 premier VTOL Supersonique

L'appareil expérimental allemand à décollage vertical EWR VJ 101C-X1 vient de dépasser la vitesse du son aux mains du pilote d'essais George L. Bright. C'est le premier VTO qui ait réalisé cette performance dans le monde. Propulsé par quatre réacteurs Rolls Royce RB-145 développant une poussée de quelque 5 tonnes, l'appareil, pour le décollage et l'atterrissage, est « sustenté » par deux autres réacteurs. Un deuxième prototype de cet avion aura peut-être fait son premier vol lorsque ces lignes paraîtront. Il augmentera ses performances grâce aux réacteurs Rolls-Royce RB-145 équipés de post-combustion.

Aviation

MAGAZINE

L'AIR ET L'ESPACE
LES AILES — AIR REVUE
AIR TRANSPORT

INTERNATIONAL

HERMES



M1156-893 - 15 F N° 893 du 1^{er} au 14 avril 1985 15 F BELGIQUE 110 FB - CANADA 2,75 \$ - ESPAGNE 275 P - ITALIE 3 000 L - SUISSE 5 FS - LIBYE 0,9 DL BIMENSUEL

HERMES

Le défi français

par Jacques DUBOURG

L'Europe a acquis son indépendance pour l'espace avec le lanceur « Ariane ». Le développement d'une nouvelle génération de lanceurs, plus lourds, de plus grande capacité, est décidé par les Etats membres de l'Agence spatiale européenne avec le programme « Ariane » 5. L'Europe s'est également engagée dans un programme « Colombus » devant constituer un élément de station spatiale internationale, en coopération avec les Américains, le président Reagan ayant souhaité associer les Européens aux projets américains de station spatiale. Mais l'indépendance européenne en matière d'intervention de l'homme dans l'espace ou de desserte d'une station habitée passe par le développement d'un moyen de transport autonome offrant la liberté d'accès aux stations sans dépendre de la tutelle d'une navette américaine et de ses programmes. Les Français sont particulièrement attachés au développement d'un tel véhicule, baptisé avion spatial « Hermès », qui assurerait la totale indépendance de l'Europe. Mais ils sont seuls à s'engager dans cette voie, la communauté des Etats européens concernés par l'espace restant intéressée, mais prudente pour ses décisions de programmes. La France fait figure de « locomotive », comme pour le lanceur « Ariane » où elle s'était engagée avant ses partenaires européens, ou les satellites « Spot » d'observation de la Terre.

En 1984, le Cnes, organisme public placé sous la double tutelle du ministère de la Recherche et de la Technologie et du ministère du Redéploiement industriel, qui proposent les grandes orientations techniques et budgétaires décidées par le gouvernement, a passé à deux industriels français, l'Aérospatiale et les Avions Marcel Dassault-Breguet Aviation, deux contrats d'études parallèles et compétitives pour un avant-projet d'avion spatial « Hermès ». Il s'agissait d'entreprendre un premier financement permettant à ces industriels de développer les études, les techniques et les technologies d'un projet qui devrait être réalisé pour les années 1995-2000. Cette décision n'est pas étrangère au souci de conserver et d'acquérir pour l'industrie française un niveau de haute technologie et de compétitivité pour les grands défis du futur où l'espace représente un enjeu international important.

La présence de l'homme dans l'espace est justifiée par deux types de missions. L'intervention en orbite : maintenance, réparation, reconfiguration d'un satellite ou d'une plate-forme porte instruments, remorquage et assemblage de modules de stations spatiales. La desserte d'une station orbitale habitée sur orbite basse : transfert et relève d'équipage, interventions de sauvetage, approvisionnement en fret et retour vers la Terre d'expériences ou de matériel...

Sur une orbite de 400 km inclinée à 30°, la mission type d'un avion spatial

« Hermès » peut être constituée par un équipage de 4 à 6 personnes avec 3 500 à 4 500 kg de charge utile. La durée de mission est de 7 jours ou 28 jours avec un équipage réduit. Accosté à une station spatiale, en mode veille, « Hermès » pourrait séjourner 90 jours. Sur les orbites héliosynchrones, entre 500 et 800 km, avec un équipage de 2 à 4 personnes, la charge utile de la mission sera comprise entre 1 500 et 2 500 kg.

Le transport de l'homme dans l'espace est actuellement connu à travers deux modèles. Le système américain intégré, à configuration unique répondant à l'ensemble des besoins de mise en orbite de satellites et d'intervention humaine : c'est la navette réutilisable. Le système soviétique de vaisseau de transport, « Progress » avec charge utile de fret, ou « Soyouz » habité rejoignant une station orbitale, l'un et l'autre étant mis en œuvre par un lanceur identique « Zemyorka », mais n'offrant pas de souplesse de rentrée ni de réutilisation du véhicule habité.

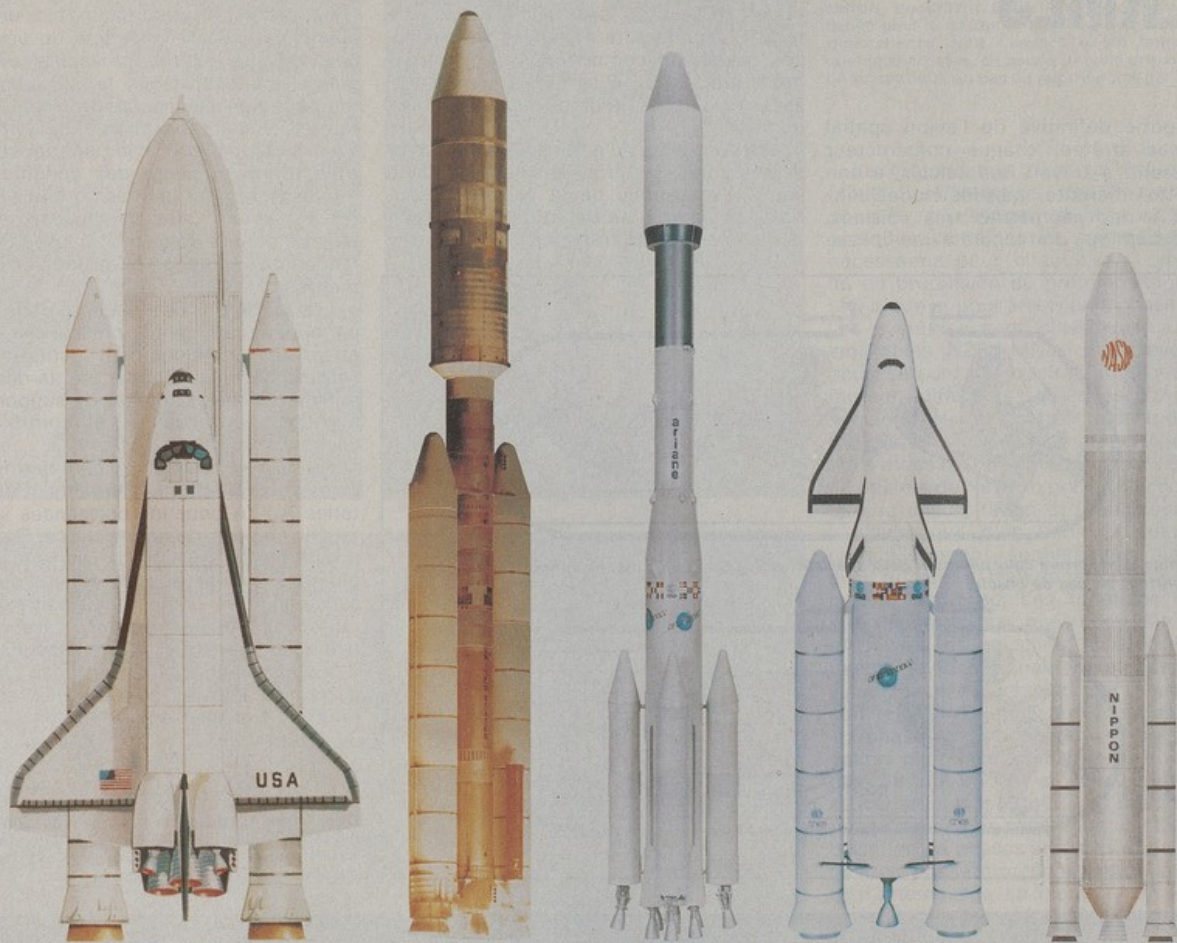
Ces systèmes ont démontré leur efficacité et le plus sophistiqué, la navette américaine, a prouvé qu'un avion planeur réutilisable était un concept possible, difficile mais fiable. Il présente toutefois un inconvénient budgétaire, la nécessité systématique d'un équipage pour des vols commerciaux, avec un environnement à bord et au sol pour le suivi des missions très coûteux qu'il faut imputer ou à l'agence ou au client. Sur 90 tonnes mises en orbite par la navette, la charge utile ne représente que le tiers.

Un nouveau concept doit donc éviter les inconvénients de ces deux systèmes. Le choix par les Européens de la configuration du lanceur « Ariane » 5 (voir *AviMag* n° 892) permet trois possibilités. Deux configurations de vols automatiques non habités pour mettre en orbite des charges utiles. Une configuration vol-habité, la partie supérieure du lanceur recevant l'avion spatial « Hermès ». Equipé d'une puissante électronique pour les opérations en orbite, « Hermès » prend en charge le contrôle du lanceur pendant la phase propulsée, évitant l'empot de la case d'équipements nécessaires pour les vols automatiques.

Doté par ses ailes d'une forte capacité de déport latéral (2 500 km de part et d'autre du plan d'orbite) ou longitudinal, (objectif 9 000 km), « Hermès » peut à tout moment rejoindre une piste d'atterrissage et se poser en planeur, étant donc réutilisable.

Les dimensions d'« Hermès » sont raisonnables, deux fois moins long et deux fois plus petit pour l'envergure que la navette américaine, il a la taille d'un avion de combat de type « Mirage » 2000 avec une cabine volumineuse. Sa longueur est de 18 m, son envergure de 10 m, la hauteur à la dérive de 6 m. La soute a une capacité équivalente à celle de la coiffe d'« Ariane » 1 : 35 m³ pour un diamètre utile de 3 m, n'étant pas destiné à la mise en orbite de satellites, il n'a pas besoin d'atteindre le diamètre de 4,55 m de la navette.

LANCEURS LOURDS DES ANNEES 1990 SEP



NAVETTE+CENTAUR G'
USA

TITAN 34D7
USA

ARIANE 44L
EUROPE

ARIANE 5
EUROPE

H2
JAPON

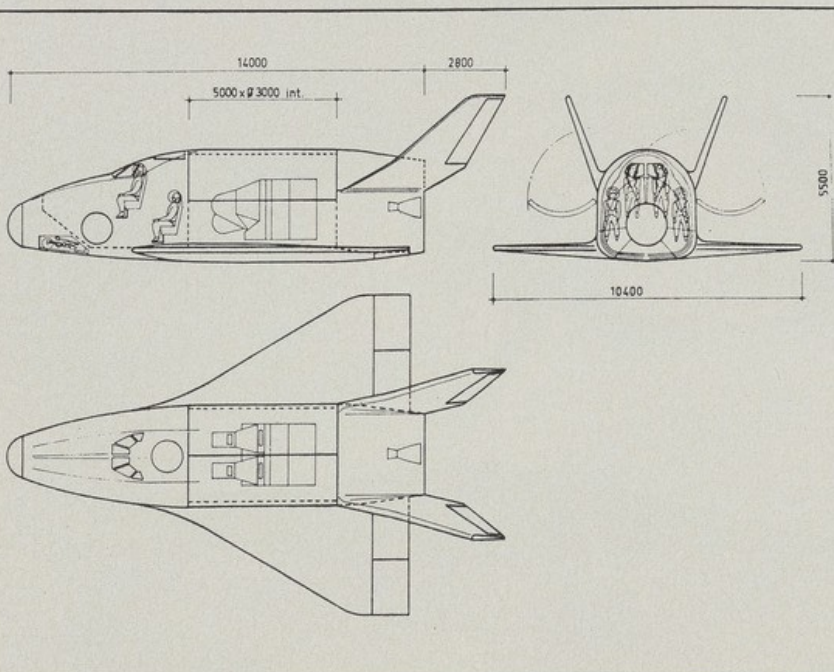
HAUTEUR TOTALE 56,1 mètres
MASSE AU DECOLLAGE 2041,0 tonnes
MASSE UTILE EN ORBITE BASSE 29,5 tonnes
MASSE UTILE EN TRANSFERT GEO -
MASSE UTILE EN GEO 6,3 tonnes
SITE DE LANCEMENT ETR

60-7 m
t
t
4,5 t
ETR

58,4 m
478,8 t
-7 t
4,3 t
2,5 t
KOUROU

41,7 à 48,6 m
545 t maximum
16,4 t
8,2 t
4,5 t
KOUROU

240,0 t
2,0
TANEGASHIMA



Les lanceurs lourds des années 1990 pour les USA, l'Europe et le Japon (ci-dessus - document SEP). Ci-contre, à gauche, le plan trois vues de l'avion spatial « Hermès » vu par le Cnes en configuration 2 à 4 hommes d'équipage avec charge utile. La vue de face montre l'ouverture de la soute (doc. Cnes).

L'effort technologique nécessaire à la mise au point d'un tel avion spatial est évident. Il n'est pas hors de portée des deux avionneurs français en compétition qui ont démontré leur compétence sur d'autres programmes (« Mirage », « ACX », « Concorde », « Airbus », comme pour les engins et missiles). Cet effort recouvre plusieurs disciplines : aérodynamique, protections thermiques, structures composites, puissance embarquée, intégration de propulsions diverses, support-vie, technique de rendez-vous-accostage, télépilotage, etc.). Rien qui ne soit à la portée des industriels européens dans les dix ans à venir, les Français laissant la porte ouverte aux coopérations sur ce programme, sans sous-estimer la part de leader qui leur reviendra par leurs engagements de promoteurs.

HERMES

La forme définitive de l'avion spatial n'est pas arrêtée, chaque constructeur aboutissant, à travers ses calculs, à une silhouette différente, mais les études conduisent à des géométries très voisines. L'aérodynamique doit tendre à une finesse

élevée en hypersonique conditionnant le déport latéral à la rentrée et le déport longitudinal. La structure dans son principe rejoint l'architecture d'une cellule d'avion. Les matériaux composites seront largement utilisés, avec certaines pièces réalisées en alliages de titane, et même d'aluminium.

Les contraintes d'aménagement restent dépendantes des problèmes d'habitabilité liés à l'ergonomie de la cabine pressurisée, et de volume de soute conditionné par les besoins de transport : expériences.

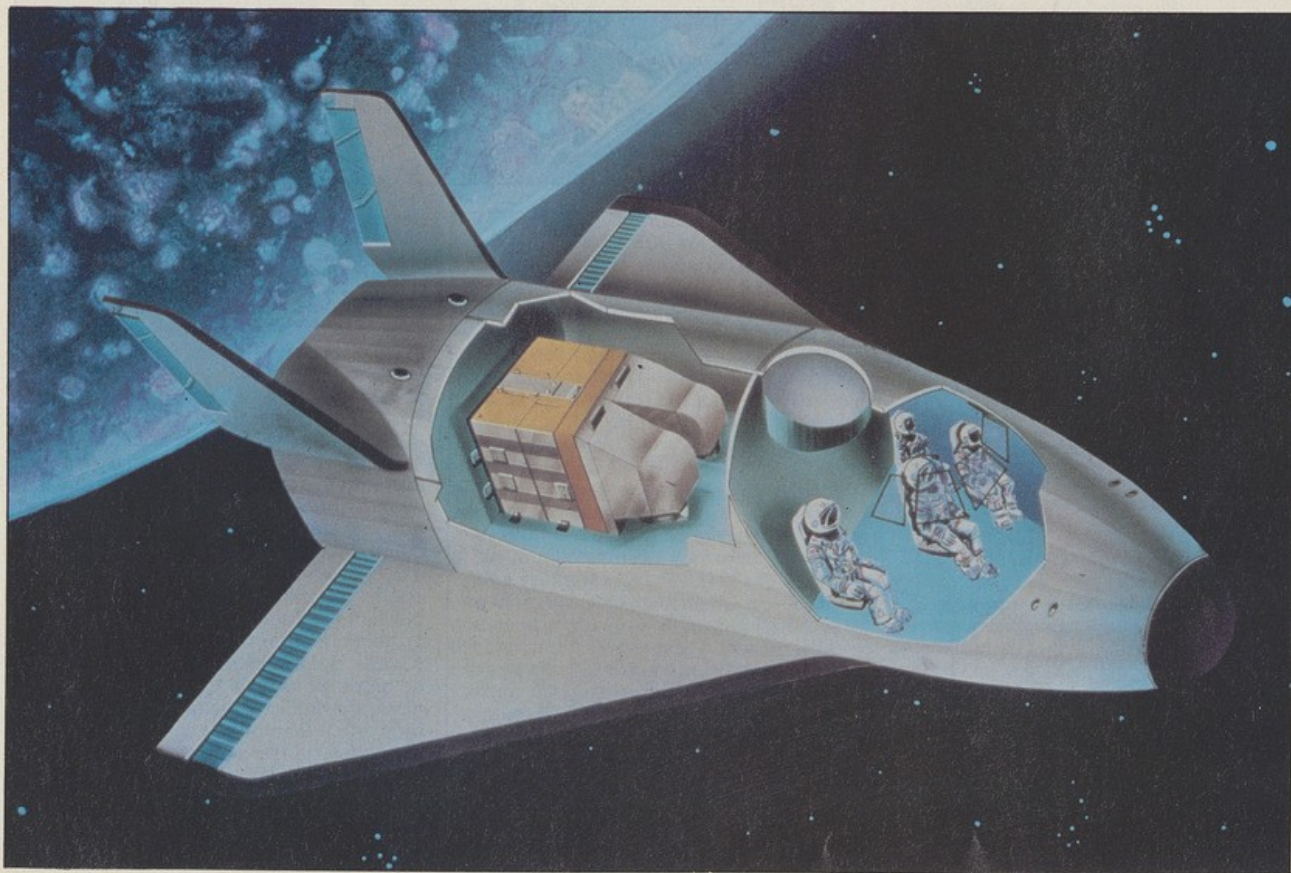
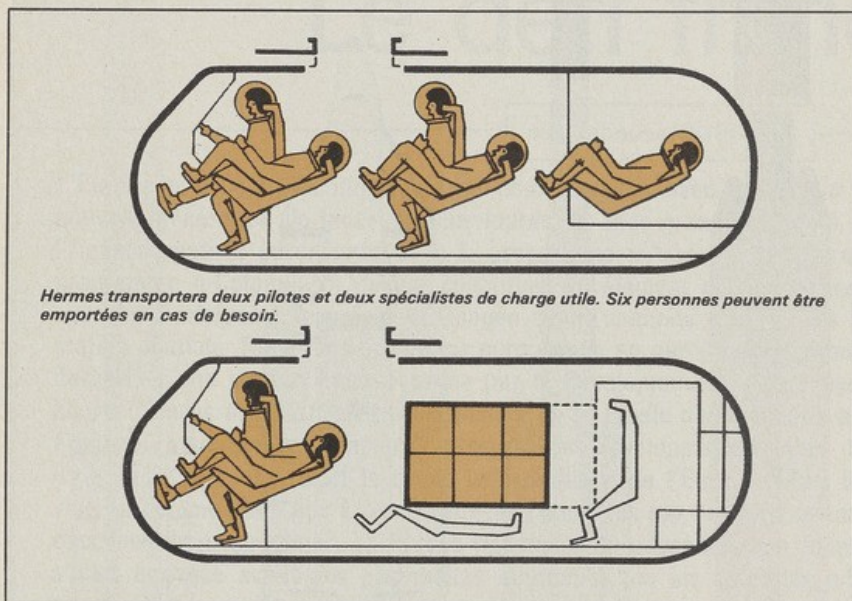
module pressurisé ou conteneur selon la mission.

La protection thermique est un problème particulier à ce type de véhicule. Elle doit être externe, grevant le devis de masse, pour protéger la structure des températures élevées de frottement à la rentrée dans l'atmosphère. Elle doit assurer à l'intérieur de l'avion spatial un contrôle et un équilibre des conditions de température pour la phase orbitale et éviter au retour que la chaleur externe pénètre dans le véhicule, tant pour la protection de l'équipage que celle des instruments.

Les conditions de vie à bord pour l'équipage, dans une cabine pressurisée, impliquent un environnement contrôlé pour l'atmosphère, la température, la décontamination et des systèmes de support-vie : nutrition, eau, hygiène et contrôle des déchets.

Au niveau de l'énergie, « Hermès » a besoin de différents éléments. Des batteries Ag-Zn pour les puissances instantanées élevées, de courte durée. Des piles à combustibles pour la consommation générale. Des groupes auxiliaires de puissance pour des équipements exigeant une puissance élevée : gouverne, servitudes hydrauliques, train d'atterrissage. Pour des missions particulières de longue durée, l'adjonction de panneaux solaires pourrait être envisagée.

Deux configurations de cabine avec deux à six personnes vues par l'Aérospatiale pour le projet « Hermès » (à gauche). Une vue d'artiste (ci-dessous) en « éclaté » selon le Cnes.





Une maquette du lanceur « Ariane » 5 portant au sommet l'avion spatial « Hermès » (ci-contre au centre, document Cnes). Le projet de véhicule habité pour le transport, la relève des équipages, la maintenance dans l'espace a été imaginé par quelques artistes, en haut à gauche une vision par l'Aérospatiale, en bas un regard porté par le Cnes.



La motorisation d'un tel véhicule est faible. Les moteurs de 2 tonnes de poussée ne servant qu'à apporter les quelques centaines de mètres-secondes nécessaires pour circulariser l'orbite, en fin de propulsion du premier étage cryotechnique et pour amorcer la phase retour. Les systèmes sont classiques, à ergols stockables (N2O4 MMH). Trois niveaux de poussée sont nécessaires, impliquant des moteurs différents : quelques dizaines de Newton pour le contrôle d'attitude, 500 Newton environ pour les manœuvres orbitales et les rendez-vous, plusieurs dizaines de milliers de Newton pour l'injection orbitale, la désorbitation et la sauvegarde.

L'avionique d'un véhicule spatial est particulièrement sophistiquée, elle doit avoir un haut niveau de redondance entièrement digitalisé. Les fonctions doivent être décentralisées mais coordonnées par un niveau de calcul principal centralisé, réglant le fonctionnement et assurant la surveillance des réseaux spécialisés. Elle doit répondre à plusieurs fonctions. Pour les phases de lancement : guidage, navigation, pilotage et stabilisation, en plus du contrôle du lanceur et éventuellement la sauvegarde et le retour. Les mêmes fonctions de guidage, navigation, pilotage, stabilisation en phases orbitales et de rentrée puis en phase atmosphérique d'approche et d'atterrissage en planeur. Les liaisons radio et télémesures pendant toute la mission. Enfin l'information visualisée de l'équipage.

Les besoins estimés pour l'avion spatial « Hermès » sont de l'ordre de 3 à 6 missions par an, en orbite basse ou héliosynchrone. La fin des études de faisabilité à la mi-1986 fera place à une phase d'études en deux temps. Le programme, effectif dès 1988, devrait permettre un premier vol « Hermès » en 1997 alors que le lanceur « Ariane » 5 comptera deux ans d'exploitation. Les essais de maquette probatoire sont prévus en 1990 ainsi que la maquette d'aménagement. Les grands essais systèmes (statistiques, thermiques, électriques, dynamiques) se dérouleront entre 1993 et 1996.

Le projet « Hermès » est particulièrement ambitieux. Il implique la recherche et le développement de hautes technologies dont la maîtrise ouvrira des marchés nouveaux, avec des retombées économiques, des répercussions sur l'emploi de personnels hautement qualifié. L'Aérospatiale comme AMD-BA en auront sans aucun doute leur part, l'avenir étant aux coopérations plus qu'à la concurrence à outrance. Mais « Hermès » sera encore la garantie de l'indépendance européenne. L'exemple du projet allemand « Spas » de télédétection terrestre et de commercialisation de données est à méditer. Emporté par la navette américaine, son exploitation fut abandonnée en raison d'une nouvelle législation américaine créant un droit de censure sur les données à l'encontre des entreprises étrangères utilisant la navette...

HERMES

Les capacités industrielles

L'expérience, les capacités, les moyens, le savoir-faire des avionneurs français sont à la mesure du programme d'avion spatial « Hermès ». Ils fondent la crédibilité du projet.

La démarche des industriels sur les pré-études du projet « Hermès » consiste à identifier l'avion spatial et ses problèmes et à proposer des solutions qui auront besoin d'être vérifiées plus tard. Le premier dossier devant être déposé au Cnes à la fin du premier trimestre, il ne peut être question, pour une étude dans un temps aussi court, de sortir un programme détaillé et définitif.

L'étude consiste à établir des propositions de base, à définir les grandes lignes du programme, à faire un inventaire des capacités de chaque industriel pour fonder des décisions gouvernementales et élaborer un financement. Il s'agit aussi de vérifier si les deux avionneurs, Aérospatiale et les Avions Marcel Dassault-Breguet Aviation, ont des idées voisines. Une trop grande dissemblance entraînerait beaucoup de questions.

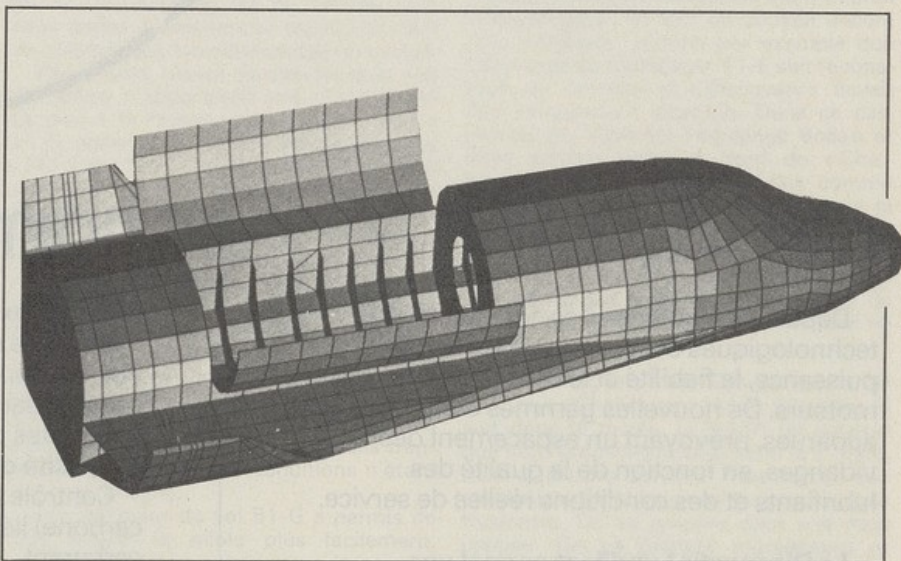
Chaque industriel est conscient qu'il ne doit pas mésestimer la dimension du programme. Leurs moyens, leurs outils d'études sont considérables. Ils peuvent, dans un temps réduit, approcher certaines vérités choisies. La décision finale, gouvernementale, sera politique, elle tiendra compte des charges de travail, des programmes des avionneurs, mais aussi du social, de l'emploi. C'est d'ailleurs le rôle des ministères de tutelle.

Le leader technique sera celui qui réunit l'expérience la mieux appropriée. Il est tout à fait possible que plusieurs industriels coopèrent en sous-traitance, le calendrier donnant le temps à tous les partenaires, européens ou nationaux, de rejoindre le projet. Mais il faudra au programme un maître d'œuvre, un réalisateur qui choisit ses coopérateurs. Et se garder des excès pervers de la coopération, un trop grand nombre de niveaux de décisions et d'interpénétration, et l'éparpillement de la distribution industrielle.

L'expérience spatiale des deux industriels français est certaine, leur compétence en matière d'avions aussi. L'Aérospatiale est le maître d'œuvre de la fusée européenne « Ariane », de nombreux satellites, engins et missiles. AMD-BA a également conçu des missiles opérationnels et compte une longue expérience en matière de protection thermique. La rentrée dans l'atmosphère d'un avion spatial est plus douce que celle d'un missile, la température n'excédant pas 1 200° C. A l'époque où la Nasa mettait au point le projet de navette, Dassault avait participé aux études partielles sur les matériaux résistants à la rentrée dans l'atmosphère, et développé un produit, le « Protécal ». Il s'agit d'un sandwich métal et quartz, avec un isolant intérieur, imperméable au flux ther-

mique, avec des surfaces extérieures réfléchissantes. Il est utilisé sur le F1 pour protéger le fuselage avec un canal habillant les parties chaudes du moteur.

Il y a une quinzaine d'années, les états-majors songeaient à un avion volant à Mach 3 ou 3,5. Dassault développa un programme d'ordinateur adapté et un programme de calcul des flux thermiques sur différentes parties de l'avion et étudia le supersonique élevé et l'hypersonique. Les études ont été vérifiées et concordent



Tous les calculs de structure, de forme sortent aujourd'hui de l'ordinateur, comme cette étude, parmi d'autres projets de l'avion spatial « Hermès » réalisés par les Avions Marcel Dassault. Document AMD-BA.

pour les points mesurés avec les courbes, les essais, les calculs aérodynamiques que publie la Nasa, ces informations n'étant pas secrètes. Dassault possède donc là quelques précieux atouts.

L'avion spatial a beaucoup de similitudes avec un chasseur. « Hermès » a des dimensions linéaires proches de celles du « Mirage » 2000, mais un volume qui n'est pas comparable. C'est un avion habité, avec un environnement plus difficile, hors atmosphère, que le chasseur, mais l'avion prépare bien à de telles études.

Dans le domaine du sauvetage pour « Hermès », Dassault possède une solide expérience avec des sièges éjectables « Yankee Escape System » à fusée, montés sur un « Falcon » 50. La séquence d'éjection sur cet appareil prévoit un pré-découpage de la partie supérieure du fuselage, un recul des sièges pour échapper aux volants... La complexité de ce sys-

tème a été parfaitement maîtrisée par l'avionneur.

L'aérodynamique hypersonique, pour les avionneurs français, c'est du calcul. Le supersonique élevé à Mach 2 ou 2,3 on connaît bien, on sait manœuvrer aux grandes incidences à grand Mach. Le problème du pilotage hors atmosphère se limite à des tuyères de manœuvre (comme pour la navette américaine), pour orienter le véhicule dans n'importe quelle position, avec des possibilités de poussée longitudinale, de changement d'orbite ou de désorbitation. Hors de l'atmosphère, il n'y a pas de traînée, il n'y a que des accélérations et décélérations autour du centre de gravité pour manœuvrer.

L'importance de la stabilité aérodynamique s'impose au retour, à mesure que l'altitude baisse. De la stabilité de la forme dépend la manœuvrabilité adaptée aux phases de vol. Les corrections de trajectoire se feront sans doute avec des gouvernes aérodynamiques. Stabilité, manœuvrabilité aérodynamique vont devoir augmenter (transsonique, puis subsonique) jusqu'à l'atterrissage, analogue à un

chasseur moteur coupé, train sorti. Cela, in sait le faire avec les « Mirage ».

Au niveau des calculs de structure, on peut même poser à l'ordinateur une équation à 28 000 inconnues. Mais on lui demande encore d'optimiser la structure, résistance, vie en fatigue. Les programmes existent et servent à d'autres avions, « Mirage » 2000, « Falcon » 900, ACX. Au niveau de l'allègement des structures, on utilise des matériaux nouveaux, les composites, le titane par diffusion. Cette dernière méthode consiste en un soudage par diffusion moléculaire à partir duquel on obtient des formes finies très diverses (Super Plastic Forming Diffusion Bonding) utilisant une propriété du titane qui devient mou comme du chewing-gum à 900° C. Un procédé qu'un industriel comme Dassault sait dominer, qui sera utilisé pour les bords d'attaque de l'ACX.

Pour « Hermès », la haute technologie est présente à tous les niveaux du programme. Les industriels sont capables d'en relever le défi.

JD

27

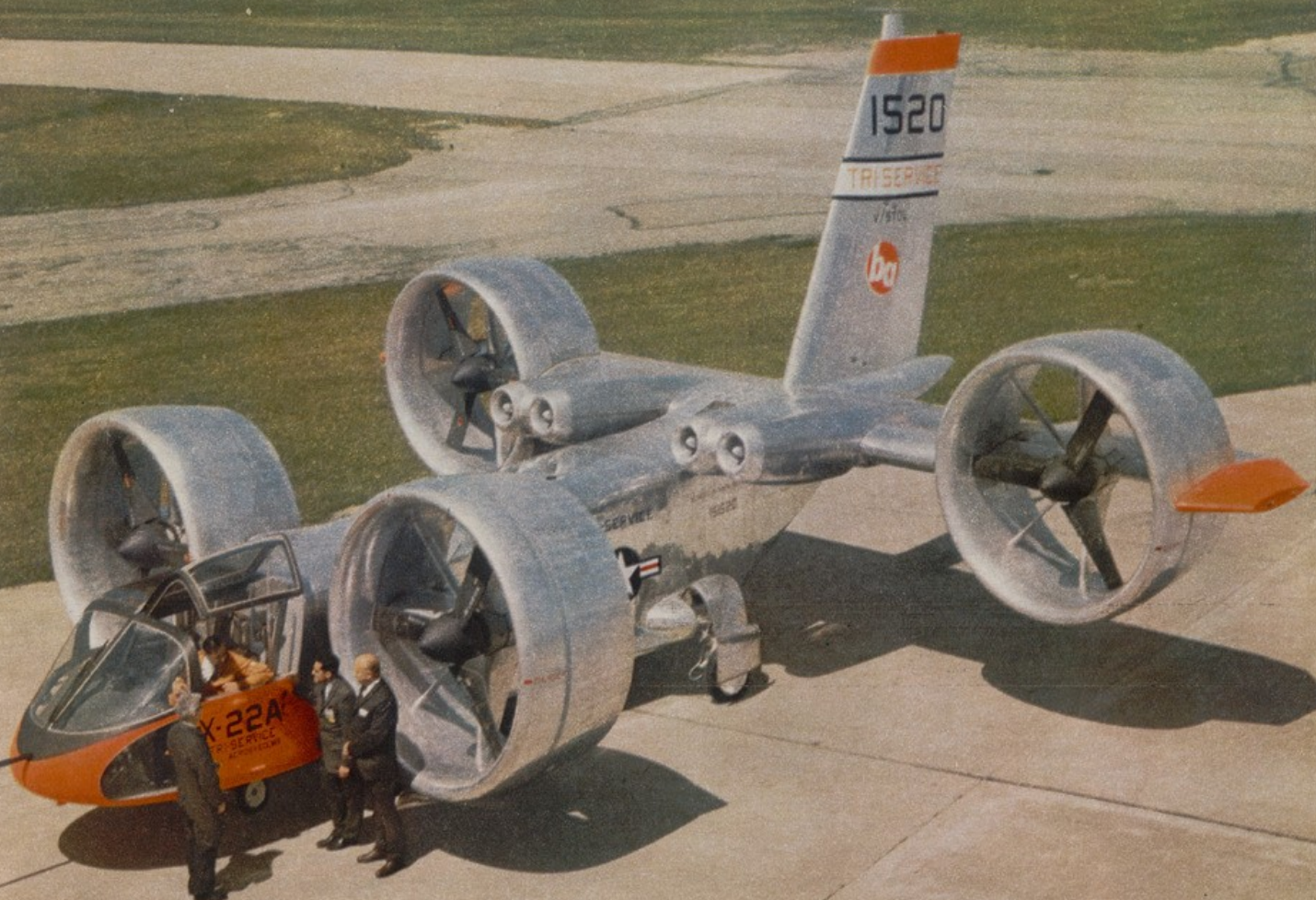
AVIATION

Magazine

International

LES AILES • L'AIR ET L'ESPACE

LA BELGIQUE AEROSPATIALE



Répondant au programme tri-service des transports ADAV, le Bell X-22A illustre une formule d'appareil à hélices carénées pivotant en bouts de moignons d'ailes. (Photo H. Levy.)

NUMERO 421 2,50 F.
15 JUIN 1965

BELGIQUE 25 F
SUISSE 3,60 F
ESPAGNE 38 P

A mi-chemin entre le rotor d'hélicoptère et le réacteur

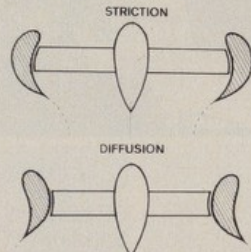
L'HÉLICE CARÉNÉE

Nord 500

L'HÉLICE carénée devient une technique de plus en plus à la mode. Un peu partout, des réalisations se manifestent, des études se poursuivent. En France, Nord-Aviation et la Société Bertin sont les champions incontestés de cette formule. D'abord parce que les études complètes conduites depuis 1958 ont abouti, ensuite parce que le stade de la réalisation est maintenant atteint. Ce stade se traduit par le petit appareil expérimental Nord 500 « Helcade », dont Aviation Magazine fut le



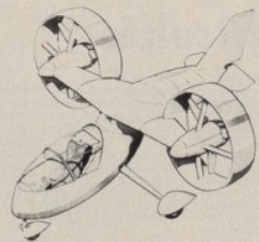
A gauche, M. Dupain, chargé de la construction du Nord 500. A droite, M. Soulez-Larivière, ingénieur dont les travaux ont permis ce développement.



Les modes de striction et de diffusion en aval d'une hélice carénée, objets de recherches de Nord-Aviation, maintenant terminées avec succès.

premier au monde à dévoiler l'existence dans son numéro 415 du 15 mars dernier.

Depuis l'avion-tonneau de Stipa, lequel vola en 1932 puis sombra dans l'oubli, les choses ont bien changé. D'abord, les moteurs permettent l'envol vertical depuis une décennie seulement. Puis, la mécanique de



Par rapport à l'avion, l'hélice carénée permet le vol vertical contre une pénalisation de 20 % seulement de la charge utile. Ici, le prototype Nord 500 « Helcade ».

l'écoulement dans l'hélice carénée, extrêmement délicate, a été totalement défrichée. Ce n'est pas un mince mérite, d'ailleurs, pour Nord Aviation, d'avoir entrepris, en

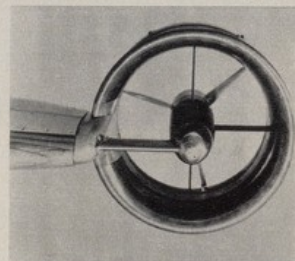
l'hélice carénée, maintenant bien explorée, présente un domaine d'utilisation très étendu.

Nord-Aviation fut mis en présence de l'hélice carénée en 1956, à la suite d'un travail d'information demandé par la STAE sur la possibilité de réaliser des plates-formes volantes genre Hiller.

Ainsi naquit, finalement, le prototype « Helcade » dans lequel la formule convertible (hélices pivotantes) fut préférée au combiné (hélice noyée). L'appareil aura une longueur de 6,50 m, un poids total de 1.050 kg et deux carénages d'hélices de 1,90 m de diamètre extérieur et 1,60 m intérieur. Deux turbomoteurs Allison T63 de



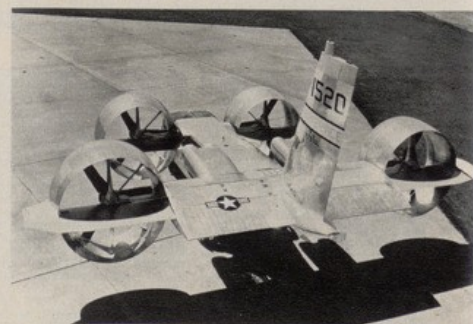
Le projet « Recado » de transport à décollage vertical développement possible de l'« Helcade » actuel.



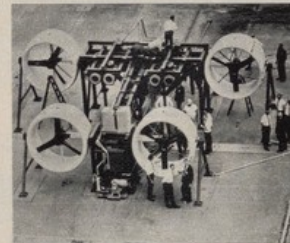
Maquette d'étude du moment de tangage d'une hélice carénée montée en bout d'une voilure fixe.

250 ch doivent procurer un rapport poussée/poids de 1,44 et une vitesse maximale de 400 km/h. Le premier vol est attendu pour 1967.

Mais Nord-Aviation pense à d'autres applications, opérationnelles celles-là, et allant du petit ensemble capif d'observation remplaçant l'antique « Saucisse », jusqu'au transport centre-ville à centre-ville en passant par des applications militaires inévi-



de sustentation



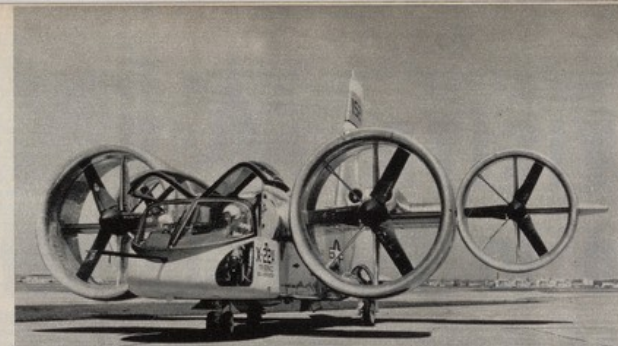
Banc d'essai de la chaîne dynamique du Bell X-22.



Maquette motorisée au 1/5 de l'appareil dans le tunnel subsonique de la NASA à Langley Field.



Le troisième prototype est affecté aux essais de fatigue des systèmes complets de l'appareil.

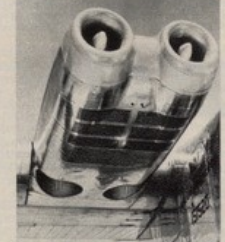
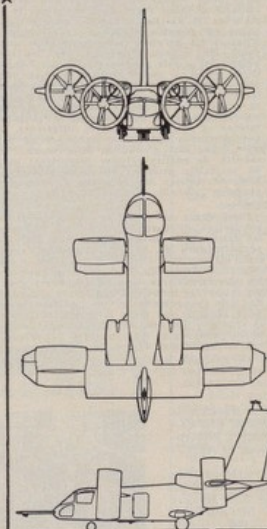


Trois photos de définition entourent le plan trois vues du Bell X-22 A. Remarquer les élevons placés dans le soufflé des hélices.

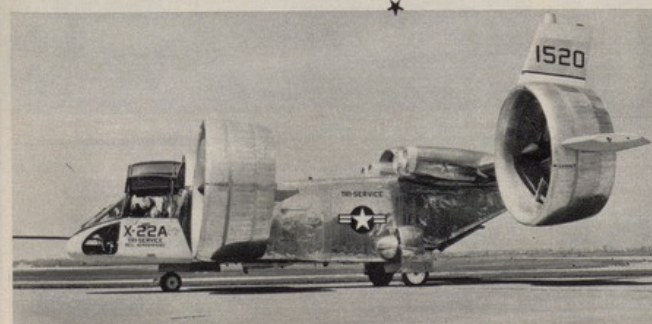
Bell X-22

C'EST le 25 mai que l'U.S. Navy et Bell Aerosystems Co ont divulgué officiellement le premier des trois prototypes de l'ADAV tri-service X-22A à Niagara Falls. Quatre turbomoteurs General Electric YT38-GE-4D de 1.250 ch entraînent les arbres de transmission et de synchronisation circulant jusqu'aux quatre hélices carénées. Le premier vol est prévu pour le 14 septembre 1965, la livraison pour le 17 août 1966, cependant que le second exemplaire doit être sorti le 9 août prochain.

Dans chaque carénage, d'une corde de 1,24 m et épais de 12 %, tourne une hélice de 2,13 m capable de variations de pas de 55°. La plage de pivotement des carénages



Montage d'une des deux paires de turbomoteurs sur le bord d'attaque de l'aile fixe postérieure.



est de 95° et est parcourue en 18 sec. En vol horizontal, les éléments avant seront braqués à +2° et ceux arrière à -3° sur la trajectoire. L'envergure atteint 7 m à l'avant et 11,95 m à l'arrière et les surfaces de voilure fixes sont respectivement de 12,90 et 26,56 m². Profil NASA 2419. Longueur : 12,07 m. Hauteur : 6 m. Poids à vide : 4.760 kg. Poids total (ADAV sur trois moteurs) : 6.622 kg. Poids total maximal (ADAV/ADAC) : 7.983 kg. Vitesse maximale : 605 km/h. Vitesse de croisière : 465 km/h. Concurrent du LTV XC-142 et du Curtiss-Wright X-19A de formules différentes, le BELL X-22A emporte deux pilotes et six passagers ou 545 kg de charge. Il représente à l'échelle 1/2 l'appareil de transport définitif, mais serait apte dès maintenant aux missions anti-sous-marines.

H. L.

Aviation

L'AIR ET L'ESPACE
LES AILES
AIR REVUE

magazine

INTERNATIONAL



SPECIAL

N° 464 1^{er} AVRIL 1967 3 F BELGIQUE 30 FB SUISSE 4,35 FS ESPAGNE 45 P



Transformant les équations en objets utilisables ...

BERTIN OUVRE LES PORTES DE LA SCIENCE AU MONDE

Rappelons-nous. Dans notre numéro 315 du 15 janvier 1961, il y a plus de six ans, les activités de la société fondée par M. Jean Bertin avaient occupé quelques pages de notre revue. A l'époque, M. Bertin était entouré d'une trentaine d'ingénieurs et ses installations de La Garenne-Colombes suffisaient encore. Aujourd'hui, dans la zone industrielle de Plaisir-les-Gâtines, les bâtiments modernes de la société Bertin et Cie occupent plus de 500 personnes, parmi lesquelles il convient de compter plus de 160 ingénieurs. Des centres plus ou moins importants sont installés à Valence, Chinon et au Boucau. Ce dernier, notamment, est en plein développement, ainsi qu'on le verra plus loin. Pour la plupart des gens, le nom de Bertin est synonyme d'aérotrain et de coussins d'air. Mais les activités de la firme ne s'arrêtent pas à ces travaux spectaculaires, tant s'en faut. Laboratoire de recherche pure, centre de recherche appliquée, atelier de prototype, centre d'essais, la société Bertin est un peu tout cela et les domaines qu'elle embrasse sont innombrables. Beaucoup restent secrets et il n'est possible, tout juste, de ne mentionner que l'existence, sans autres détails. Mais une bonne partie du travail — celle qui se manifeste par des réalisations retentissantes — ressort de l'aérodynamique ou de techniques côtoyant suffisamment les domaines aérospatiaux pour qu'une large place lui soit accordée dans ces colonnes. Bertin, le magicien des fluides, et son équipe de chercheurs représentent pour la France un potentiel scientifique et technique de première grandeur et dont les suites matérielles dépassent nos frontières, contribuant ainsi à participer au rayonnement de notre pays.

concrétise à l'échelon industriel quelques-unes des idées des chercheurs. C'est, enfin, le cas de toute l'industrie, de pointe ou non, dans laquelle Bertin a au moins une participation morale du fait des liens créés par les travaux menés en commun.

Dans ce gigantesque éventail d'activités, attachons-nous à dégager les principales à travers les départements existants.

Physique de l'atmosphère et de l'espace

Des basses couches de l'atmosphère à l'espace, le domaine ne manque pas de dimensions... Il ne manque pas, également, de problèmes.

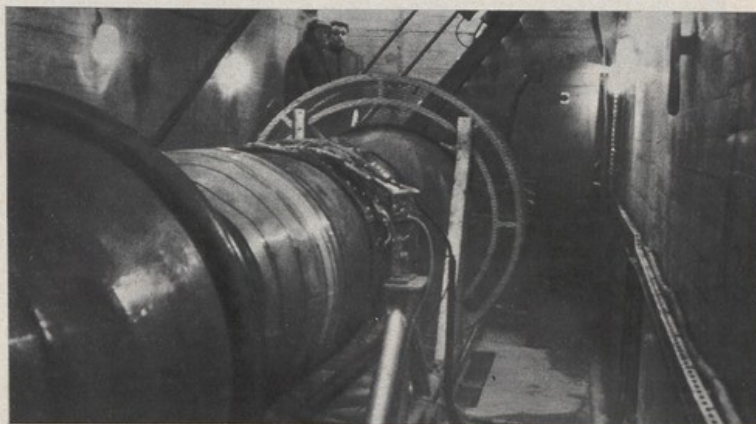
Commençons par le bas. Un brouillard plaqué au sol gêne terriblement la circulation aérienne autour et sur les aéroports.

S'IL est une maison de verre, c'est bien celle sise à Plaisir-Les-Gâtines. Elle porte un nom : Bertin et Cie. Elle recèle des chercheurs. Elle est divisée en départements de recherche, mais si un ingénieur atomiste a besoin de savoir ce qui se passe en matière de transfert de chaleur, il lui suffit de frapper à la porte voisine pour être instruit. De même, le savant en thermodynamique ne saura peut-être que faire de sa dernière découverte. L'atomiste ou l'aérodynamicien avec qui il déjeune souvent en tireront sûrement une exploitation pratique.

Bertin et Cie, c'est à la fois le cerveau et le bras. Mais le cerveau est toujours plus occupé que le bras et, alors, après avoir vérifié le bien-fondé de ses spéculations théoriques par des machines, des systèmes, des prototypes qu'il aura faits lui-même, l'ingénieur de Plaisir confiera son avoir et son acquit à l'industrie, à charge pour elle de diffuser le produit ainsi créé.

Chacun y trouve son profit. Les départements de Bertin et Cie voient leurs travaux couronnés d'une réalisation pratique. L'industrie sait qu'elle dispose d'un outil technique puissant capable de résoudre, en amont de tout travail industriel, les problèmes qu'elle doit affronter. Ainsi, fait-on le progrès qui, pour être sensible, visible, palpable, flagrant, ne peut être qu'un heureux mariage de la théorie et de la pratique, les enfants étant de nouvelles machines, de nouvelles techniques...

La société Bertin se borne à étudier, à



Un des réacteurs enterrés de l'installation anti-brouillard expérimentale de l'aéroport d'Orly...

essayer, à vérifier à l'aide de bancs d'essais ou de prototypes, les techniques de pointe qu'elle aborde. Ensuite, elle s'efface dès que, le résultat recherché acquis, il s'agit de produire.

Ses recherches embrassent pratiquement toutes les disciplines scientifiques modernes, ce qui nous vaut de connaître une dizaine de départements au sein même de l'entreprise. Mais les résultats sont également là, prometteurs au point que de nouvelles sociétés voient le jour, auxquelles Bertin participe tout naturellement. C'est le cas de « Conseil et Industrie » datant de 1960 et qui travaille en amont de toute réalisation, étude, calcul et dépouille, interprète, synthétise, puis livre le résultat de ses travaux.

C'est le cas de la Société de l'Aérotrain et de la SEDAM, dont nous parlons plus loin. C'est le cas de la SAPELEM qui

Les déroutements nuisent aussi bien aux finances d'une compagnie qu'à son prestige auprès du passager n'arrivant pas à l'endroit prévu où l'attendent famille, amis ou voiture quand ce n'est pas les trois... Quoi qu'on dise, l'atterrissage automatique « zéro-zéro » n'est pas pour demain. La fameuse phase III de la procédure est encore en étude et sa généralisation reste liée à nombre d'exigences techniques. Dans l'attente de ce progrès décisif, un système de dissipation du brouillard permettant l'atterrissage à vue à partir des trajectoires ILS ou GCA reste nécessaire. Bertin et Cie a étudié le problème et réalisé l'installation prototype d'Orly baptisée « Turboclair ». Après essai à Melun-Villaroche à l'aide de « Vampire » disposés en bordure de piste, l'installation actuelle, enterrée permet atterrissages et décollages sous les minimas en

Le 23 décembre 1966, le véhicule expérimental aérotrain atteignait la vitesse de 303 km/h devant un parterre de personnalités, grâce à l'appoint d'une fusée SEPR (Perutzcolor).

vigueur aujourd'hui, quelle que soit l'épaisseur ou la densité du brouillard.

Mais, l'activité du département ne se borne pas là. Les études de l'atmosphère comprennent les grands secteurs actuels. La climatologie va du développement d'appareillages de mesures et de prélèvement d'air dans les basses couches, à l'exploitation des photographies prises par satellites météorologiques du genre « Tiros » en passant par les renseignements sur la formation et le développement des vents et nuages. L'étude des photos prises par « Tiros », étude faite par d'autres techniciens que les météorologistes, fournit matière à réflexions

ment concernant la filtration et la pollution atmosphérique (études sur la diminution de la pollution des villes, la neutralisation des zones nocives, etc...) et, enfin, les dipôles, nuages réflecteurs radar pour télécommunications, traceurs pour l'étude de la diffusion de la pollution, quelle qu'elle soit à l'origine.

Fusées- Génération des hautes puissances

Durant les années d'études et d'utilisation de l'énergie cinétique des gaz produits



Essai au banc d'une fusée à poudre dotée du système Bertin de déviation de jet...



... par injection de fluide dans la tuyère. En haut, le jet normal, en bas, le jet dévié.

qui vont jusqu'à trouver l'origine des cyclones à l'aide d'une explication physique.

Pour les sondages de pression, de température et d'humidité dans les basses couches, la Société Bertin a développé la sonde « Cocker ». Petit engin propulsé par un simple pain de poudre provenant d'une fusée anti-grêle courante, « Cocker » est long de 1,40 m, offre un diamètre de 72 mm et pèse 4,50 kg au départ. Sa charge utile de 500 grammes (capteurs et radio ou enregistreurs) est projetée à 800 mètres d'altitude et récupérée par parachute, ce parachute étant ramené au point même du départ par un fil déroulé pendant le vol, à la manière d'un cerf-volant. La durée du sondage est de deux minutes. Ce système est très économique, très rapide, ne gêne pas la circulation aérienne et est récupéré immédiatement aux fins d'exploitation.

Les autres secteurs d'activité du départe-

ment par des réactions chimiques, les techniciens ont amassé de grandes connaissances sur la combustion des propulseurs et, partant, les écoulements supersoniques de mélanges gazeux chauds, les interactions des couches limites et des ondes de choc, etc... La société Bertin a déjà traité diverses applications concernant l'emploi de générateurs de gaz lorsqu'il s'agit de disposer pendant un temps relativement court (une minute environ) de puissances importantes.

Mais le cheval de bataille du département reste encore la déviation de jet.

On sait que le nom de Jean Bertin est associé à l'étude de la déviation de jet, alors que, directeur technique adjoint de la SNECMA, il mit au point un système d'inversion de poussée qui fut notamment essayé avec succès sur un « Vampire ».

A partir de 1956, les travaux de Bertin s'orientèrent vers la déviation de jets su-

personiques, visant en cela le futur pilotage des fusées.

Si l'on injecte un fluide secondaire dans la paroi d'une tuyère parcourue par le jet gazeux primaire issu de la chambre de combustion du moteur-fusée, cette pénétration secondaire agit comme une barrière matérielle que le jet primaire doit contourner. Cette déviation brutale du jet supersonique provoque un décollement à la paroi avec naissance d'une onde de choc oblique. Ce phénomène résulte de l'interaction couche limite-onde de choc, classique en supersonique. En aval de l'onde de choc, la vitesse — ou plutôt le nombre de Mach — tombe et la pression augmente corrélativement. C'est cette surpression locale qui, agissant sur la paroi de la tuyère, donne naissance à un moment modifiant la trajectoire de la fusée. Extérieurement, le phénomène se traduit par une déviation du jet de flammes habituellement constaté à la sortie de la tuyère.

On peut injecter une masse gazeuse ou liquide. Dans cette solution là, la masse injectée est plus forte et le blocage par ralentissement de la quantité de gaz primaire sera plus important, ceci d'autant plus qu'on choisira un liquide vaporisable.

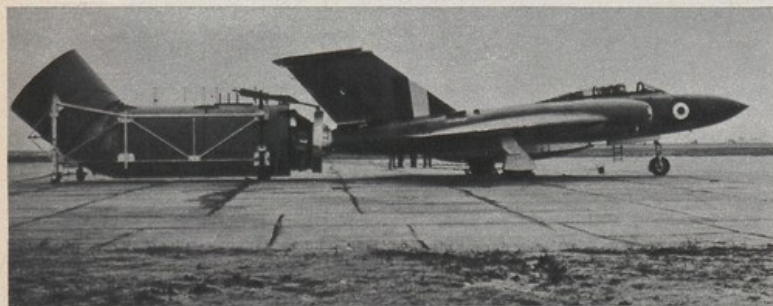
Des essais effectués par l'équipe Bertin, en soufflerie sur des tuyères normales et bidimensionnelles d'abord, sur des propulseurs à liquides de 4.000 à 7.500 Newtons, puis à poudre de 5.000 Newtons ensuite, prouvèrent la validité de la méthode. En 1961, au banc, l'expérience pratique était réussie. Mais il s'agissait toujours d'une injection secondaire gazeuse.

De 1963 à 1965, des études sur l'injection liquide furent entreprises et aboutirent à des résultats tels que des accords d'exploitation du système furent passés avec certaines sociétés telles que la SEPR et la SNECMA pour application sur engins.

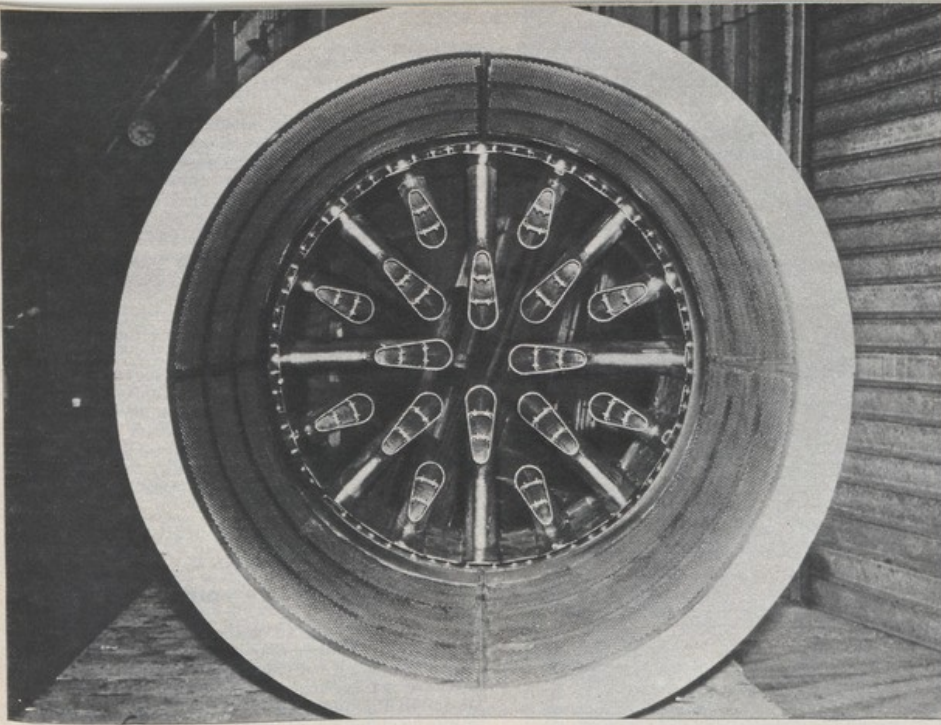
Soulignons que l'injection liquide est appliquée aux États-Unis, selon un procédé analogue, sur l'engin « Polaris » A3 depuis août 1964, sur le « Minuteman » II depuis septembre 1964 et sur le lanceur spatial « Titan » IIC depuis juin 1965.

A l'heure actuelle, la société Bertin travaille à nouveau sur l'injection gazeuse avec de sérieux espoirs de résultats plus intéressants encore...

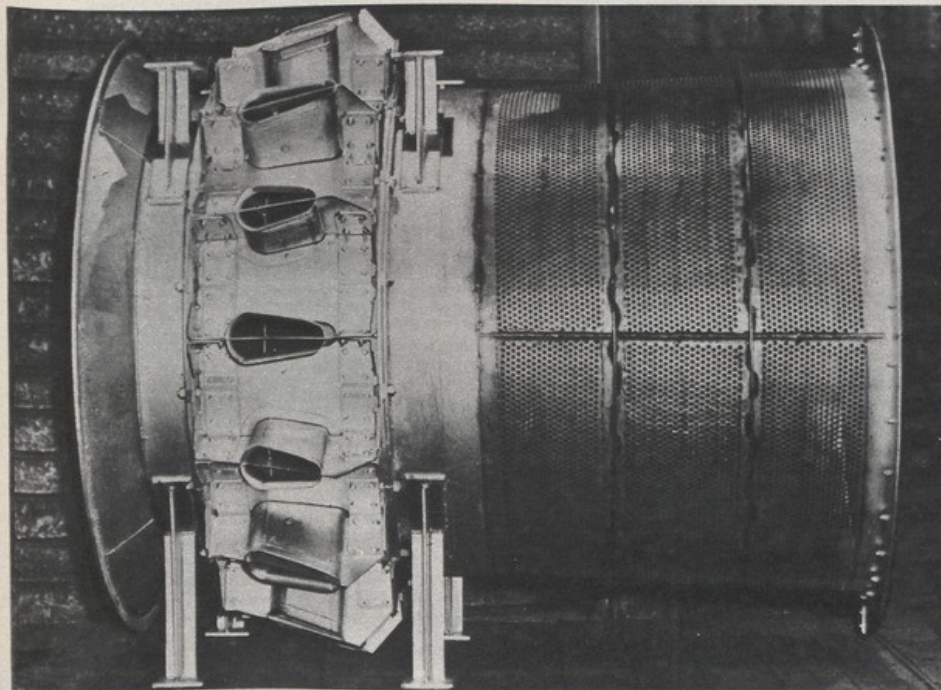
Un autre aspect de l'activité du département est l'étude des transformations en écoulement. Ce terme rébarbatif traduit cependant une découverte assez sensationnelle quant aux résultats obtenus. Cette technique est surtout intéressante dans l'industrie chimique. Alors que la fabrication de certains produits demandent une suite de manipulation et un temps important, alors même que ces opérations sont difficilement contrôlables, ainsi que la réaction chimique provoquée, les techniques propres à l'aérodynamique apportent une solution radicale. En faisant tomber des particules d'un produit donné dans un écoulement inverse de



Deux exemples d'adaptation de la technique Bertin des silencieux de piste. A gauche, un « Javelin » anglais biréacteur côte-à-côte et, à droite, l'installation qui est spécialement adaptée à la « Caravelle » dont les réacteurs arrière sont très élevés.



Ensemble très silencieux de tuyère à obstacles creux refroidis par air induit, pour canal de post-combustion.



... dont on voit la configuration extérieure avec les entrées d'air induit de chaque obstacle en acier spécial.

gaz également donné, on obtient une réaction, donc une fabrication continue du produit résultant. Celui-ci est recueilli à la partie inférieure du système et est séparé de l'écoulement par une disposition judicieuse d'obstacles et d'une grille réceptacle.

Avec ce procédé, les temps d'élaboration de certains produits passent de quelques heures à quelques dixièmes de seconde pour une même quantité... Le contrôle de la réaction est plus aisé. Par ailleurs, ce procédé peut trouver de nombreuses applica-

tions industrielles : chimie, pétrole, alimentation, etc...

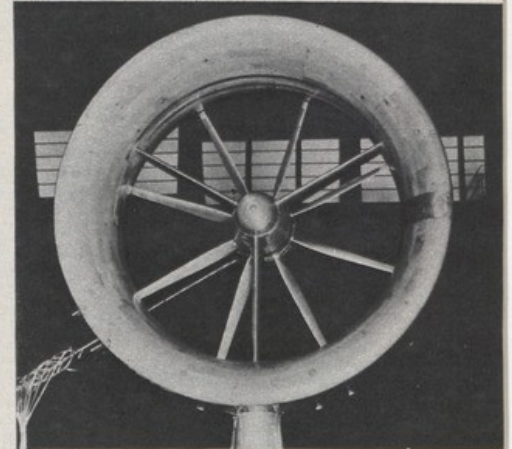
Propulsion et silencieux

Ce département important voit ses activités réparties en deux grands secteurs.

Dans le domaine de la propulsion, on y traite de la combustion et du mélange des gaz de fusées avec l'atmosphère ambiante. Ces problèmes touchent également l'emploi de trompes. Par ailleurs des études et essais

sont conduits sous la maîtrise d'œuvre de la SNECMA concernant le silencieux des réacteurs de « Concorde ». Ces travaux spécifiques à un matériel sont, bien entendu, exploités lors d'études plus générales sur l'adaptation de l'expérience ainsi acquise aux solutions de problèmes, combien actuels, d'insonorisation des avions à réaction de l'avenir.

D'autre part, le succès de l'« Aérotrain » a incité la firme Bertin à reprendre l'étude et dresser les plans d'un chariot supersonique sustenté par coussin d'air et propulsé



Maquette d'essai d'une hélice carénée à diffusion.

par fusée. Enfin, le département poursuit l'étude d'évaluation des bangs soniques, sujet également d'actualité qui prendra toute son acuité lors de la mise en service régulier des transports supersoniques.

Dans le domaine des silencieux, on sait que Bertin a pourvu à l'équipement de silencieux de piste à l'intention des « Caravelle » d'Air France, que des applications ont été réalisées sur les réacteurs montés sous le banc volant « Armagnac » de la SNECMA, que les bancs « Atar » australiens sont également équipés Bertin, ainsi que les terrains où opèrent les chasseurs « Lightning » en Angleterre.

C'est encore Bertin qui équipe de silencieux les nouveaux bancs d'essais au sol de la société Turboméca dans sa nouvelle usine de Tarnos, dans les Landes.

Dans le domaine industriel, les silencieux Bertin sont étudiés et adaptés aux problèmes particuliers, qu'il s'agisse d'échappement simple ou de vannes de détente. C'est ainsi, par exemple, que des silencieux Bertin sont utilisés par Aquitaine-Chimie dans ses usines de Pardies, dans les Hautes-Pyrénées.

Bien sûr, lorsqu'il s'agit de réduire le bruit, il convient, tout d'abord, de connaître ce bruit afin de le mieux combattre. Le bruit, cet ennemi du monde moderne qui l'a fait naître, trouve ses origines dans un si grand nombre de cas différents qu'il convient d'étudier chaque cas. C'est le fait des ingénieurs du département dont les études vont du calcul des fréquences et amortissement dans les cas d'écoulements pulsés, aux mesures acoustiques dans toutes

les gammes de fréquences usitées ou rencontrées.

Enfin, le département, en relation avec d'autres de la firme, travaille sur les problèmes de manutention pneumatique. Dans le cas de plaques ou pièces simples présentant une surface plane ou cylindrique de prise, les ventouses à vide fonctionnant — par contraste — à l'air comprimé sont indispensables. On a vu, par exemple, les lourdes travées de rail en T de l'« Aérotrain » soulevées de cette manière dans l'usine de Gometz... Lorsque la pièce présente une cavité, c'est dans celle-ci que vient s'engouffrer le système à parois gonflables qui, au moment de la dépose, sera dégonflé par un injecteur Bertin. La plupart des applications de ces systèmes sont le fait de la filiale SAPELEM dont on connaît les produits « Fix Tromp » (ventouses) et « Expanfix » (parois gonflables).

Aérodynamique interne

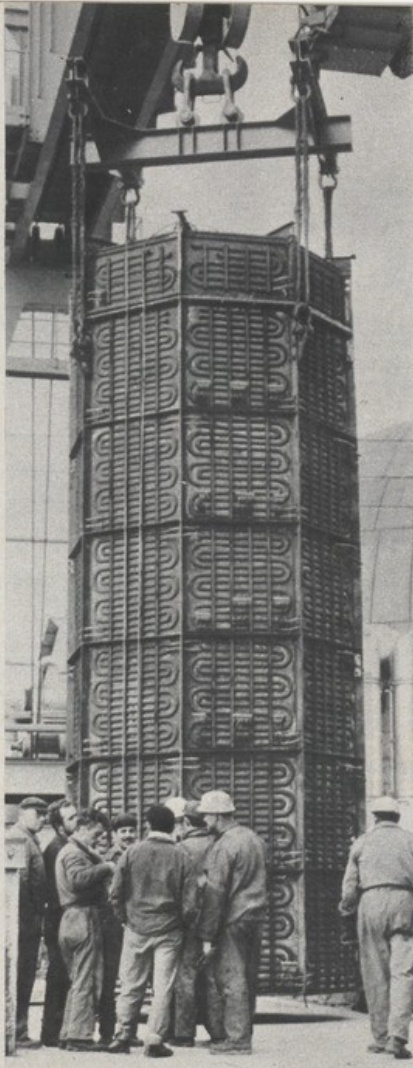
Par définition, l'aérodynamique interne traite des problèmes d'écoulement fluides à l'intérieur des conduits. Mais cette notion de conduit est très large puisqu'elle intéresse aussi bien de longs tuyaux parcourus par des gaz chauds ou corrosifs que le court canal entourant une hélice carénée aérienne...

A partir des idées de J. Bertin sur les améliorations à apporter aux appareils à dilution, les premiers travaux commencèrent. La dilution — dont on connaît un aspect avec les réacteurs à double flux — permet d'obtenir une force globale supérieure à celle fournie par la source d'énergie primaire. Le jet moteur, par exemple celui des gaz chauds d'un réacteur traité comme un générateur, passant à travers des trompes annulaires à voile divergent induit un écoulement extérieur frais qui, ajouté à la propre poussée du générateur, fournit une poussée globale très supérieure. En fait, si un tel système est adapté à un réacteur d'une poussée statique de 1.000 kgp, on peut obtenir une force de sustentation de 2.000 à 2.500 kgp, soit plus du double de la poussée initiale.

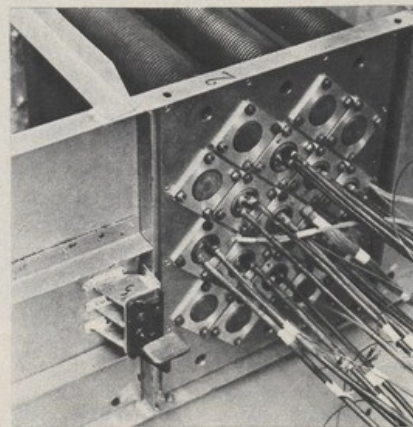
Par ailleurs, la dilution apporte, avec l'adjonction d'un écoulement induit, une atténuation sensible du bruit, une température des gaz rejetés affaiblis qui diminue l'érosion du sol, etc...

Dans le domaine industriel, l'emploi de systèmes à trompes Bertin ne comportant aucune pièce mobile, donc sans usure notable, et d'un entretien négligeable, a trouvé nombre d'applications. Qu'il s'agisse d'extraire des gaz chauds ou corrosifs, de ventiler une capacité, un local ou une simple ambiance, de surpresser le gaz de ville, les trompes apportent une solution simple aux problèmes posés. Les circuits complexes d'acheminement des gaz industriels peuvent comporter des compresseurs, des vannes, des mesureurs de débit et ceci à des pressions, températures, débits variables selon les cas. Tous ces éléments de la chaîne fluide sont étudiés et réalisés par Bertin.

Nous avons parlé de l'hélice carénée, Bertin travaille cette question depuis 1958. En collaboration avec Nord Aviation, Bertin a notamment étudié l'application de cette formule à des appareils à décollage vertical. Mais on sait, par l'expérience américaine du Doak-16 et des plates-formes Piasecki et Hiller, que l'hélice carénée offre un bon rendement aux faibles vitesses et un beaucoup moins bon aux grandes allures. Un tel système décollera donc favorablement un appareil VTOL (ADAV) mais sera incapable de lui procurer de bonnes performances en vol de croisière, en raison de l'effondrement du rendement dans ces conditions



Maquette d'isolant thermique pour réacteur nucléaire en cours de préparation à la centrale EDF de Chinon.



Modèle d'échangeur de chaleur de réacteur nucléaire.

de vol. Bertin, avec Nord Aviation, a travaillé la question et les travaux ont abouti à ce qu'il est convenu d'appeler aujourd'hui, une véritable géométrie variable de l'hélice carénée et, surtout, de son canal. Très large diffusion du jet aval pour les basses vitesses — en évitant les décollements par soufflage ou aspiration de la couche-limite —

et diffusion supprimée, allant même jusqu'à la striction du jet, aux hautes vitesses. Les résultats d'études et d'essais s'appellent Nord 500 dont le prototype est en finition actuellement à Chatillon-sous-Bagneux et le projet d'entraînement en propulsion de l'« Aérotrain » définitif au moyen d'une hélice carénée. Pensons aussi au système de propulsion des véhicules marins Naviplane en cours de développement.

Sortant quelque peu du domaine aérospatial direct, les applications industrielles des travaux d'aérodynamique interne du département Bertin touchent encore le champ des compresseurs spéciaux pour fluides corrosifs ou à haute température, comme celui des paliers fluides à haute ou basse pression, sortes de coussins d'air circulaires et concentriques à l'arbre à soutenir, qui ont permis d'obtenir des paliers pour arbres tournant jusqu'à 100.000 tr/mn.

Thermique et thermodynamique

Comme le bruit, la chaleur est un sous-produit des hautes énergies utilisées dans le monde moderne. De même qu'il est nécessaire de réduire le bruit et ses agressions sur l'homme, il est indispensable d'éliminer la chaleur...

Pour l'éliminer, il faut l'acheminer et l'épulser. Dans d'autres cas, il convient de la transférer au moyen d'échangeurs permettant le bon fonctionnement de systèmes ne tolérant pas la présence constante de cette chaleur nuisible.

Les trois moyens de transfert de chaleur sont le rayonnement, la conduction à travers un solide, un liquide ou un gaz, et la convection, libre ou forcée.

Pour résoudre les problèmes qui se présentent, trois procédés sont envisagés. Le premier consiste à conduire un essai à l'échelle grandeur, en respectant toutes les conditions du problème. Cette solution est très chère et pratiquement impensable. Le second revient à décaler des lois de similitude par le raisonnement, puis à réaliser un modèle respectant ces lois. Le procédé est intéressant, mais pas toujours possible. Le troisième, enfin, consiste à étudier un modèle mathématique du phénomène à étudier, grâce à une méthode de calcul donnée, puis d'appliquer cette méthode à un modèle à échelle réduite. Ce modèle n'est, bien entendu, pas forcément semblable au modèle réel, mais il se prête au même chemin de fonctionnement physique. Les premiers résultats obtenus, le calcul et le raisonnement permettent ensuite, et à peu de frais, de « recoller » à la réalité et de trouver la solution.

Ce dernier procédé est couramment employé. Il a permis, par exemple, de résoudre le problème du transport des barres à combustible utilisées par un réacteur nucléaire, et donc usagées, vers l'usine de traitement qui en tirera un autre produit radio-actif, plutonium, etc... La chaleur résiduelle de ces barres rend le transport délicat. La solution fut vite trouvée par Bertin...

Bertin et Cie travaille également pour l'automobile, secteur où le transfert de chaleur pose des problèmes. Ils s'appellent radiateur, freins, conditionnement de la voiture, etc... L'apport de la société prend alors la forme de sortes d'abonnements par contrat, ou encore d'assistance technique aux bureaux d'études plus ou moins étoffés de l'industrie, ou encore de contrats particuliers d'études pour un cas donné.

Bertin dispose, pour ses essais de principe, d'importantes installations expérimentales dont le débit d'air peut être comparé à celui de grandes souffleries aérodynamiques.

ques. Les échangeurs de chaleur pour réacteurs nucléaires sont, notamment un des points principaux traités.

Séparation isotopique et physique appliquée

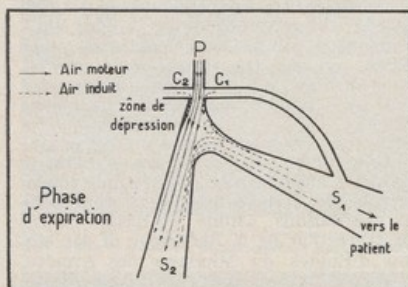
Un exemple frappant de l'interpénétration des divers départements de la société Bertin nous est fourni par celui de la séparation isotopique et de physique appliquée. Là, on y travaille aussi bien sur la manutention industrielle sur coussin d'air que sur la séparation par diffusion, en passant par la construction de maisons préfabriquées. On voit que l'éventail est large, d'autant plus qu'il est encore question de problèmes de propriété industrielle, c'est-à-dire de gestion et prise de brevets propres, d'examen de ceux des autres, de coordination entre la société Bertin et ses filiales, ses firmes à participation, etc...

C'est dans ce département que nous avons appris que le centre du Boucau, près de Bayonne, vient d'entrer en service. Bien sûr, nous n'en sommes qu'au début, mais lorsqu'il sera en pleine activité, ce centre groupera une centaine de personnes. Un terrain de 9 hectares flanqué d'un autre de 30 ha, dans le voisinage direct de la firme Turboméca, permettra de nombreux essais. Les promoteurs de cette décentralisation ont, d'ailleurs, trouvé une compréhension, voire un enthousiasme des autorités locales de Bayonne qu'il convient de signaler. Tout est favorable à l'arrivée de Bertin dans cette contrée où des bancs d'essais de propulseurs s'érigent, cependant que les terrains vastes permettront les essais de divers « Teraplane », des essais d'insonorisation, etc... dans des conditions idéales ne gênant personne.

Là, notamment, le département trouvera un champ d'activité parfait intéressant les industries voisines allant des turbines de Bordes au gaz de Lacq, en passant par l'industrie des bois et du papier et d'autres entreprises chimiques. Comme Valence, comme Chinon, Le Boucau va au-devant du client...

En matière d'aérodynamique interne, le département travaille notamment sur la séparation de gaz par diffusion, les vannes à haute étanchéité et faible perte de charge, les clapets spéciaux et l'analyse des gaz.

La mécanique traite surtout des paliers fluides dont nous avons déjà eu l'occasion de parler, les centrifugeuses et autres ma-



des cloisons et des murs aussi perméables au bruit qu'au froid. L'idée de Bertin a donc été de séparer franchement la forme de la masse. La forme est pré-fabriquée et la masse apportée sur le chantier même. Pour cela, chaque mur comprendra une cloison extérieure métallique et une autre intérieure, tout aussi métallique, chacune avec sa décoration ou sa protection définitives. Ces éléments légers sont faciles à amener sur place. Après quoi, il est tout aussi facile d'emplir les cavités de sable ordinaire pour obtenir des parois solides, épaisses et parfaitement étanches au bruit comme aux changements de température. Un local



Le respirateur artificiel Bertin est une des réalisations du département commutation et amplification fluides les plus spectaculaires. Au-dessus de la photo montrant un « patient » muni du respirateur, un dessin montre la phase d'expiration du système, dans laquelle le jet moteur « colle » à la paroi gauche et s'échappe vers l'extérieur, entraînant, par effet de trompe, l'air qui est contenu dans les poumons. Dans la phase de l'inspiration, le jet suit le circuit S 1.

chines à grande vitesse et les applications industrielles des coussins d'air. Ces derniers sont appelés à remplacer les habituels rouleaux d'acheminement de pièces en usine, les griffes de prises de tôles et même les chariots à roues. Certains de ces procédés sont maintenant entrés dans le domaine industriel et sont couramment employés.

Dans le contexte immobilier, l'industrialisation de la construction a intéressé les ingénieurs de Bertin, ceci à travers l'application possible de leurs travaux fondamentaux. Isolation et insonorisation y participent. Industrialiser la construction d'immeubles, c'est pré-fabriquier en usine puis transporter au chantier. Il faut donc être léger, alors que chacun sait que seule la masse de la construction peut apporter le confort thermique et surtout acoustique. Les systèmes actuels amènent à proposer

d'essai existe à Plaisir-Les Gâtines et, quel que soit l'ensoleillement ou le chauffage intérieur, la température mesurée sur chaque paroi est absolument identique. Quant au bruit, il suffit d'entrer dans ce local alors que le banc de propulseur voisin est en service pour ne plus rien entendre...

Commutation et amplification fluides

Voilà une des branches les plus intéressantes, mais aussi les plus obscures pour le non-initié, des activités de la société Bertin. En résumé, disons que l'amplification fluide est à la pneumatique (notamment) ce que l'électronique est à l'électricité. Le nom change. Il est devenu la « fluï-



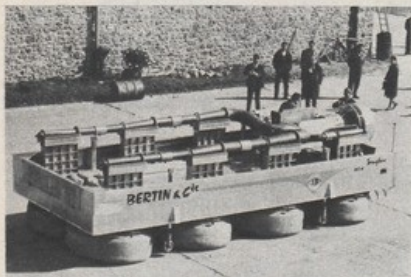
Pour la manutention dans le bâtiment, les ventouses Bertin à éjecteur apportent une solution radicale.

dique », traduction du mot « Fluidics » américain. De même, on peut penser aux « fluidistors », amplificateurs comparables aux transistors.

Un vocabulaire va naître, aussi jeune que la technique qu'il est chargé de définir. Dans cette discipline scientifique nouvelle, nous ne trouvons aucune pièce mobile. Seul, le fluide est en mouvement. L'usure est donc pratiquement nulle, l'érosion des parois étant seule en cause, ce qui revient au même.



Sortant de la surface de l'eau et abordant la terre, le véhicule BC-8 prouve ainsi ses qualités amphibies.



Premier véhicule grandeur de la Sté Bertin, le « Terra-plane » BC-4 vérifia la valeur du système à jupes...

Les fonctions sont parallèles à celles que l'on rencontre en électronique.

La fonction logique considère des grandeurs — débits ou pressions —, les compare, détecte des signaux, calcule. Les systèmes sont du genre « tout ou rien », ou des oscillateurs, des compteurs ou encore des mémoires. Les éléments de fréquence permettent de travailler jusqu'à quelques Kcs.

La fonction analogique comprend des amplificateurs ayant des gains de l'ordre de 10 à 100 en débit et en pression. Les fréquences possibles sont, jusqu'ici, un peu supérieures au Kcs.

Quant aux développements de cette technique de pointe, ceux-ci ne présentent pas de difficultés en laboratoire — où tout est bon et le plexiglas commode — et offrent de grandes perspectives à l'échelon industriel. Les conduits seront faits par moulage ou injection, le procédé de photogravure correspondant aux circuits imprimés électroniques.

Une des premières applications réalisée chez Bertin est le respirateur artificiel qui constitue, en résumé, une bascule aérodynamique. Lorsqu'un jet est dirigé vers un diffuseur offrant un angle supérieur à 7° — angle des diffuseurs des souffleries où il n'est pas question de développements — ce jet gazeux « colle » soit à une paroi du diffuseur, soit à celle opposée. Dans un montage tel que celui du respirateur artificiel, bidimensionnel, le jet suit donc une paroi et il suffit d'une « commande » exté-

rieure pour le faire suivre subitement l'autre opposée. Cette commande est, en fait, auto-commandée, par le jeu même des pressions entrant en jeu. On obtient ainsi une cadence d'admission et de rejet gazeux qui peut correspondre au rythme respiratoire humain...

Des contrats de recherche ont été passés à Bertin et Cie par des services d'Etat et des organismes privés pour l'étude fondamentale de cette technique et pour celle des applications. Citons, au hasard, la DRME (Direction de la Recherche et des Moyens d'Etudes du Ministère des Armées, le CEA (Commissariat à l'Energie Atomique), la CEREG, filiale de la Compagnie des Compteurs, l'Electricité de France, la Société Générale du Vide, cette dernière aux fins d'industrialisation, etc...

D'une manière générale, l'industrie s'intéresse de plus en plus à cette technique nouvelle dont de grands projets sont attendus et des applications espérées partout où il y a un fluide (aviation, espace, énergie nucléaire, etc...).

Les matériels aéroportuaires

L'heureux assemblage de réacteurs — source de puissance et générateurs de gaz — et de trompes Bertin a permis la réalisation de plusieurs matériels dont nous avons déjà eu l'occasion de parler dans cette revue. Pour nettoyer les pistes et protéger les avions à réaction, civils ou militaires, contre l'ingestion de corps étrangers faisant grand dommage dans les aubes des compresseurs, Bertin a réalisé les machines turboaspiratrices TP-500 et TP-570 balayant respectivement sur des largeurs de 5 m à 7,50 m par passage. Une trémie recueille les corps indésirables pouvant se trouver sur une piste, corps que les balais auront décollé

Ces matériels aéroportuaires sont actuellement en service sur les terrains de l'armée de l'Air et sur certains aéroports commerciaux.

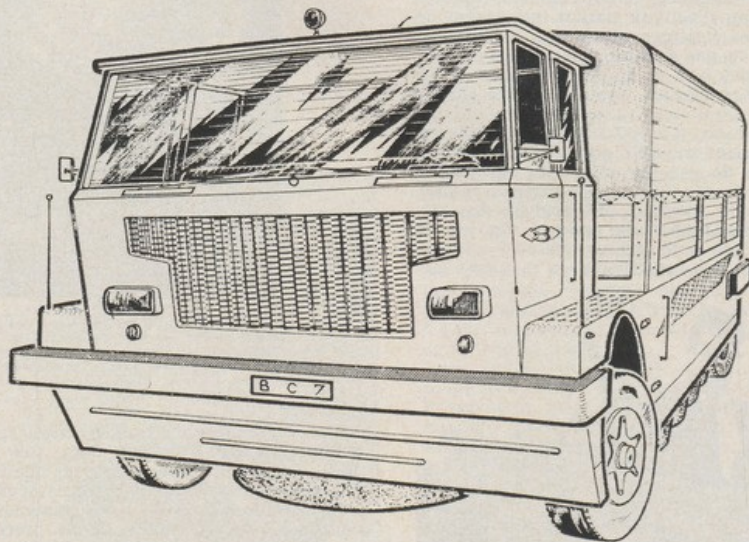
Aérodynamique externe : les coussins d'air

C'est en 1956 que les ingénieurs de la société Bertin découvrirent l'effet de sol. En effet, lors d'essais de trompes annulaires destinées à augmenter la poussée des réacteurs, des anomalies apparurent dans les mesures de poussée avec et sans plaques d'impulsion destinées, précisément à ces mesures.

L'année suivante, un premier modèle expérimental était construit et essayé avec succès. Le principe était démontré, mais de nombreux problèmes subsistaient. La formule de l'époque était le système à « cloche » ou à fente périphérique, toutes solutions venant buter contre les impératifs de stabilité et de franchissement des obstacles. Les études avaient prouvé, en effet, que le rapport de la hauteur de la fuite d'air au-dessus du sol au diamètre de la chambre ne pouvait excéder le chiffre de 2 à 100 si l'on voulait rester dans un domaine d'utilisation de puissance, donc de rendement raisonnable. Ainsi, pour franchir une haie de 2 m de hauteur il fallait prévoir un véhicule de 200 m de diamètre...

Bertin interrompit donc ses études, mais continua à réfléchir. Si bien qu'il trouva la solution avec le principe des jupes souples qu'il inventa. Depuis, le procédé a été repris par tout le monde qui en revendique, d'ailleurs, la paternité !

Le système est simple et apporte d'un seul coup la réponse aux deux questions. En séparant la structure du véhicule de la hauteur de fuite, on obtient le franchisse-



Le BC - 7 est un véritable camion tous terrains. Entre les roues, on distingue les jupes souples.

du béton en amont de l'aspiratrice, si cela est nécessaire.

Dans un autre domaine, le verglas et la neige ne trouvent aucun secours contre la thermosoufflante Bertin qui, en un seul passage, dégage les pistes par soufflage de gaz chauds et les rendent ainsi disponibles aux avions.

ment des obstacles, les jupes venant alors frotter contre celui-ci, s'effaçant et reprenant leur forme initiale. Par ailleurs, la disposition de jupes multiples venant remplacer la « cloche » unique apporte la solution au problème de la stabilité. En effet, si, pour une cause ou une autre, une jupe vient en contact avec le sol, il s'ensuit une augmen-

tation de pression du fait que la fuite d'air n'est plus possible localement, d'où un moment redresseur dans le bon sens. Ceci d'autant plus que la jupe opposée, risquant d'être surélevée, sa hauteur de fuite se trouve augmentée, la pression d'appui diminuée et le moment correspondant dirigé également dans le bon sens.

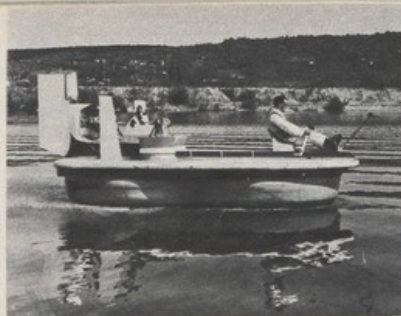
Lors de franchissement d'obstacles, une ou deux jupes seulement sont déformées par celui-ci et les autres continuent de porter le véhicule, moyennant peut-être une diminution de leur hauteur de fuite.

C'est en partant de ces inventions que Bertin réalisa son premier véhicule à effet de sol, le BC-4 « Terraplane », premier du nom. Le BC-4 commença ses essais le 7 janvier 1962 et devint ainsi le premier « hovercraft » à jupes souples essayé dans le monde. Un caisson plat de 7,50 m de long sur 3,30 m de large est supporté par huit jupes alimentées séparément, d'un diamètre de 1,55 m. et d'une hauteur de 0,55 m. Un réacteur Turboméca « Marboré » II de 400 kgp utilisé à 300 kgp agit comme générateur de gaz. Ceux-ci sont acheminés, après passage dans une chambre de tranquillisation, vers les conduits latéraux qui desservent chacun quatre jupes, par l'intermédiaire de trompes Bertin. Ces trompes multiplient par 8 le débit d'alimentation de chaque jupe, réduisant la vitesse et la température des gaz, ainsi que le bruit. La disposition de l'alimentation des jupes permet de disposer d'une plate-forme utile sur le véhicule qui, malgré son caractère expérimental, peut ainsi se prêter à des essais d'évaluation. Le contrôle et la propulsion sont obtenus par déformation des jupes induisant une composante de réaction nécessaire.

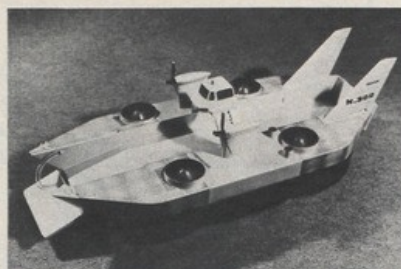
Il était alors possible, dès 1962, de passer au second stade de développement. Ce second stade prévoyait de réduire la dépense de combustible et d'assurer une propulsion et un contrôle satisfaisants et proches des conditions opérationnelles qu'on peut attendre de tout véhicule utilitaire.

Fin 1962, le BC-6 était entrepris. Il fut présenté au Salon du Bourget de juin 1963.

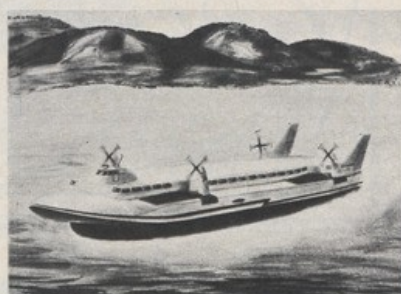
La sustentation ne fait plus appel au combiné réacteur-trompes, mais à deux moteurs de voiture Porsche de 90 ch, chacun entraînant quatre compresseurs centrifuges à 3 060 tr/mn alimentant les jupes correspondantes de 1,45 m de diamètre et 0,60 m de hauteur. Ces jupes sont légèrement coniques vers de bas de 2°30'. La direction est assurée par une roue avant relevable, cependant que la propulsion est le fait d'une roue arrière, également relevable et entraînée par un moteur Panhard, de 50 ch, l'ensemble roue-moteur, frein étant un bloc susceptible d'être articulé sur le côté arrière du véhicule, si l'on veut dégager entièrement l'arrière de la plate-forme de chargement. Signalons que les roues ne sont là que pour la propulsion et la direction du véhicule et ne s'appliquent donc sur le sol que sous la pression nécessaire à ces fonctions. Elles ne participent en aucune façon à la sustentation de l'ensemble, celle-ci étant le fait des jupes qui supportent de 80 à 90% du poids total. Ces jupes sont, d'ailleurs, orientables de façon à fournir un second facteur de contrôle de la machine, notamment aux faibles vitesses et dans le cas où les roues ne touchent plus le sol, par exemple dans le franchissement d'un gué à la profondeur localement supérieure au débattement des roues. L'ensemble de la machine est long de 9,40 m, large de 3,10 m, haut de 3 m. Il pèse 1 600 kg à vide et 3 tonnes en charge. Les performances, qui ont dépassé celles prévues, s'établissent comme suit : vitesse maximale : 70 km-h. Vitesse de croisière : 60 km-h. Autonomie : 200 km. Hauteur d'obstacles franchissables :



Le N-101 est la maquette de similitude de l'aérogli-seur marin N - 300 en développement par la SEDAM.



... dont on voit la maquette statique ci-dessus. Le modèle réel est en construction par Breguet et Nord.



Le SEDAM N-500 est un projet d'un poids de 200 tonnes qui représente la meilleure formule marine dans le domaine des aérogli-seurs devant évoluer dans les cas usuels de l'état de la mer et de la haute mer.

0,30 m. Pente maximale acceptable : 15%. Signalons enfin que la construction du prototype fut le fait de Sud Aviation qui a également pris en charge une partie des frais de développement, montrant ainsi son intérêt pour ce genre de machines nouvelles.

Cette formule d'engins terrestres trouva un premier épanouissement opérationnel avec le BC-7, véritable camion pour mauvaises pistes ou terrains plats vierges.

L'aspect extérieur est celui d'un camion classique. Néanmoins, entre les quatre roues, on trouve dix jupes alimentées par un seul moteur de 140 ch. La propulsion arrière est assurée par deux moteurs classiques de 45 ch. Bien entendu, comme sur le BC-6, toutes les roues sont relevables et sont capables de prendre trois positions. En dehors de la cabine avant, toute la plate-forme est disponible sans obstacles pour la charge utile. Voici quelques chiffres : Longueur : 9,60 m. Largeur : 3,10 m. Poids à vide : 2 500 kg. Poids en charge : 5 000 kg. Surface de chargement utile : 25 m². Vitesse sur piste : 80 km-h. Vitesse en terrain varié (sable, marécage, etc.) : 50 km-h. Vitesse sur l'eau : 7 km-h. Autonomie : de 3 à 5 heures. Rampe maximale : 8%. Hauteur d'obstacles : 0,40 m.

Mais l'engin véritablement universel ne peut qu'être amphibie et, par conséquent présenter sensiblement les mêmes performances sur terre et sur l'eau.

Dans ce cas, le système de propulsion doit être indépendant de la nature du sol et on pense naturellement à l'hélice aérienne.

Ainsi naquit le BC-8 qui revient à des procédés déjà expérimentés. Sept jupes — six latérales et une avant, plus large — assurent la sustentation. Celle-ci est alimentée, pour chaque jupe, par des trompes Bertin sollicitées par le jet gazeux d'un réacteur Turboméca « Marboré » II de 400 kgp. Quant à la propulsion, elle est le fait de deux hélices aériennes installées à l'arrière et soufflant des gouvernes aval. Les deux hélices sont entraînées par un turbomoteur Turboméca « Artouste » de 400 ch. La plate-forme est étanche et entourée d'un boudin gonflé périphérique qui lui procure une stabilité statique parfaite. Une utilisation de l'appareil, parmi d'autres, est l'intervention rapide des moyens de secours sur et autour des aérodromes. Un équipement de lutte contre l'incendie, de levage et de premiers soins trouve sa place sur la plate-forme.

Un récent perfectionnement de l'appareil a consisté à entourer les sept jupes d'une jupe périphérique augmentant la surface portante, diminuant l'intervalle de fuite (le périmètre de cette jupe est inférieur à la somme des périmètres des jupes intérieures), et provoquant une double perte de charge, d'abord sur les jupes intérieures, ensuite sur la jupe périphérique. De ce fait, la sustentation est considérablement augmentée. Bien sûr, en contrepartie, la stabilité est légèrement altérée, mais, en réglant les hauteurs respectives des jupes intérieures et de la jupe périphérique, il est possible de remédier totalement à cet ennui mineur. Voici quelques chiffres : Longueur : 10 m. Largeur : 5 m. Hauteur : 4,50 m. Poids à vide : 2 350 kg. Charge utile : 2 000 kg. Vitesse maximale sur terre : 100 km-h. Vitesse sur mauvais terrain : 50 km-h. Vitesse sur l'eau : 80 km-h. Franchissement d'obstacles de 0,60 m.

La SEDAM : aérogli-seurs marins

Le succès technique de la solution Bertin à jupes souples incita ses promoteurs à étudier la formule des aérogli-seurs marins. Là, un problème essentiel est le comportement d'un engin à effet de sol devant les vagues. On sait que les Anglais ont voulu être les premiers à mettre en service un « hovercraft » en mer, notamment sur la Manche. Leurs appareils n'étaient pas encore complètement au point et, par moyen-nement creuse, les liaisons entre la France et l'Angleterre sont suspendues. Somme toute, les Anglais ont répété, à l'échelon du coussin d'air, l'aventure qu'ils avaient connue avec le premier transport à réaction « Comet ».

Chez Bertin, l'optique est différente. On examine d'abord les problèmes. La solution, se fait attendre, et l'on attend. La solution est trouvée et l'on exploite... Le problème de la tenue devant les vagues fut donc considéré avant d'entamer quoi que ce soit. Avec la disposition des jupes souples, les essais montrèrent qu'à partir d'une certaine vitesse, le coussin d'air monte au-dessus de l'eau et glisse sans y toucher. On note seulement un petit creux au droit de chaque jupe, dû à la surpression momentanée, tout redevenant normal en aval. Ceci en eau calme ou présentant un faible clapot.

Des études sur maquettes et au bassin furent entreprises pour connaître le comportement en eau agitée. La période, l'amplitude des vagues furent reproduites et l'on vit les jupes suivre le contour des vagues avec, bien entendu, une augmentation de la traînée. Mais cette traînée n'a rien à voir

avec le travail d'une coque de bateau qui taille la mer avec son étrave. Il est apparu également que les appareils Bertin possédaient la même stabilité sur l'eau à grande vitesse que sur le sol. Mais, lorsque les vagues se présentent, l'augmentation de traînée est due au fait que les jupes peuvent toucher l'eau. La résistance est donc de frottement et de déformation de jupes, mais absolument pas de déformation de l'eau, comme dans le cas d'une coque classique. Les masses en jeu étant très différentes, les traînées le sont également, à l'avantage du coussin d'air dans la proportion de 1 à 100 environ...

Les conclusions aboutirent qu'un engin à effet de sol était parfaitement viable en mer. Ainsi naquit la SEDAM, société chargée d'exploiter la formule à l'échelon industriel. Cette firme a été créée le 9 juillet 1964, par la société Bertin et Cie, les Chantiers de l'Atlantique (Penhoët Loire) et la Cie Générale Transatlantique. Devenue société anonyme en janvier 1966, la SEDAM prit rapidement de l'importance. Aux trois promoteurs cités, mentionnons encore quelques sociétés participant au capital : la SNCF, le groupe Rivaud, Nord Aviation, Breguet, Hispano Suiza, la filiale Turboma de la SNECMA, Kléber-Colombes, Ratier-Faugère et Jutheau. Le capital a été augmenté dans le rapport de 1 à 6 dans le courant de l'année 1966.

Par ailleurs, les pouvoirs publics, à travers le Ministère de l'Équipement (Marine marchande), celui des Armées (DRME) et la DGRST (Délégation Générale à la Recherche Scientifique et Technique) ont apporté leur concours pour la réalisation d'un aéroglisseur marin de 27 tonnes, le « Naviplane » N-300.

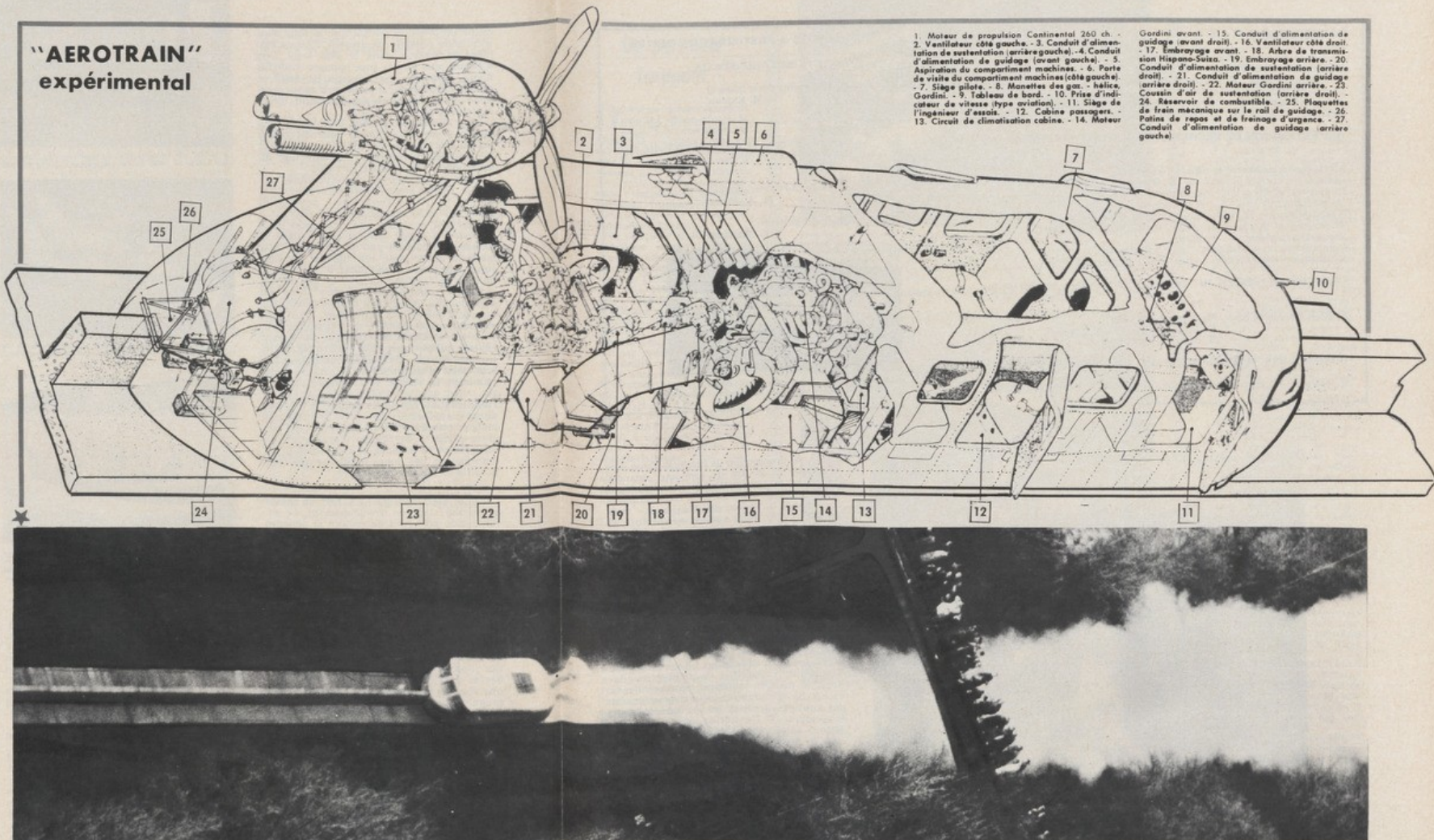
À la tête de la SEDAM, nous trouvons MM. Abel Thomas, président, ingénieur en chef du Génie maritime, et Charles Marchetti, directeur général, ingénieur civil de l'aéronautique.

Bertin et la SEDAM travaillèrent plus d'un an à l'étude du N-300. Le prototype est en cours de construction par Breguet et Nord Aviation, ces deux firmes travaillant en collaboration sous la maîtrise d'œuvre de la SEDAM. Le montage final doit avoir lieu à Bayonne en septembre 1967. Les premiers essais auront donc lieu dans l'Adour, puis en mer. Le N-300 sera, avant tout, un appareil probatoire pouvant déterminer en grandeur les relations entre la vitesse de translation et le creux de la mer, et ceci dans chaque cas, soit de creux, soit de vitesse. Ce que l'on sait déjà est que le N-300 s'accommodera de creux de l'ordre du mètre et demi et qu'il pourra naviguer par une mer de 2 à 3 m de creux en toute sécurité. Les essais fixeront les vitesses d'emploi dans chaque cas.

Voici quelques chiffres : Longueur : 24 m. Hauteur : 7,50 m. Largeur : 10,50 m. Poids total : 27 tonnes. Vitesse maximale : 110 km/h. Vitesse de croisière : 90 km/h. Autonomie : 3 heures. Hauteur des vagues : 1,50 m.

La source motrice consiste en deux turbomoteurs Turboméca « Turmo » III D de 1 500 ch entraînant à la fois les ventilateurs alimentant les huit jupes souples et les deux hélices aériennes de 3,50 m de diamètre. Ratier à pas réversible. Chaque jupe présente une hauteur de 2 m, les ventilateurs ayant un diamètre de 2,20 m. Chaque ventilateur alimente deux jupes. La capacité de transport atteint la centaine de passagers, ou 8 voitures et leurs occupants ou encore de 11 à 13 tonnes de fret.

Une maquette de similitude N-101 est en essai depuis quelques mois. Sa longueur est de 3,50 m, sa largeur de 3 m et sa hauteur de 1,90 m. Le poids total atteint 450 kg et la vitesse maximale : 50-60 km/h. Les



huit jupes de 0,40 m de hauteur sont ceinturées d'une jupe périphérique, selon le principe développé plus haut. Un moteur Nelson de 42 ch entraîne les deux hélices et les ventilateurs alimentant les jupes souples, au moyen de renvois d'angle et de courroies.

Les études « Naviplane » se poursuivent avec le projet N-500 de 150-200 tonnes capable de 150 km/h, le N-520 anti-sous-marin de 250 tonnes.

Selon Bertin, un appareil de 150 tonnes maximum est nécessaire pour tenir en par-

faite condition par une mer de 3 m de creux. Les études et les premières réalisations montrent que la SEDAM est en train de prendre sa vraie place dans le concert international de ce nouveau mode de transport.

L'aérotrain, les coussins d'air guidés

Le véhicule « Aérotrain » est maintenant tellement connu qu'il ne pourrait très bien être cité dans cette étude que pour mé-

moire... Sa fulgurante histoire apparaît à travers les quelques dates suivantes. Le brevet initial fut pris le 26 juin 1962 aux noms de Jean Bertin et Paul Guienne, actuel chef du département « Aérodynamique externe » de la société Bertin et l'un des premiers compagnons de son fondateur.

Le 15 septembre 1963, la maquette au 1/13 était prête aux essais. En février 1964, Bertin recevait les réponses des Grands Travaux de Marseille, de Rivaud, Jutheau, d'Hispano Suiza et de Ratier en vue de l'élaboration d'un prototype, puis d'une société. En janvier 1964, l'avant-projet de l'aérotrain expérimental était lancé. Moins

d'un an plus tard, les dessins d'exécution étaient entrepris. Le 18 janvier 1965, le Délégué général, M. Olivier Guichard, faisait parvenir une lettre d'intention donnant à l'entreprise un caractère officiel. Devant ce développement de l'affaire, la société de l'Aérotrain était constituée le 15 avril 1965, avec, pour président directeur général M. Kaplan. Dans la même période, Bertin recherchait, en collaboration avec la SNCF, une voie désaffectée susceptible de recevoir le

Source gallica.bnf.fr / Musée Air France

SOCIETE BERTIN ET CIE

Président-directeur général : **J.H. Bertin**
 Directeur général adjoint : **H. Salmon**
 Secrétaire général : **R. Perrier-Robert**
 Directeur administratif et financier : **J.-J. Wittman**
 Attaché à la direction, directeur scientifique : **F. Giraud**
 Relations extérieures : **L. Flamand**

DEPARTEMENTS DE RECHERCHES : INGENIEURS, CHEFS D'ETUDES

Physique, atmosphère et espace : **E. Dubois**
 Génération hautes puissances : **G. Dupuichs**
 Propulsion et silencieux : **L. Duthion**
 Aérodynamique externe : **P. Guienne**
 Aérodynamique interne/compresseurs : **M. Le Nabourg**
 Thermique et thermodynamique : **G. Mordchelles-Régnier**
 Séparation isotopique : **F. Paris**
 Commutation, amplification fluide : **G. Pavlin**
 Réalisations mécaniques, engineering : **M. Jacquot**

INGENIEURS, CHEFS DE DEVELOPPEMENTS : **M. Berthelot**
J. Cayla

SERVICES ANNEXES : **M. Jacquot** (dessin)
H. Schmitt (aérodynamique)
R. Briez (électronique)

CONSEILLERS SCIENTIFIQUES ET INGENIEURS-CONSEILS :

R. Hirsch, M. Hurel, M. Kadosch, P. Magot-Cuvru, C. Marchetti.

FILIALES

SAPELEM
 Société d'Applications de Procédés Electroniques et Mécaniques.

CONSEIL ET INDUSTRIE

SOCIETES A PARTICIPATION BERTIN

SOCIETE DE L'AEROTRAIN

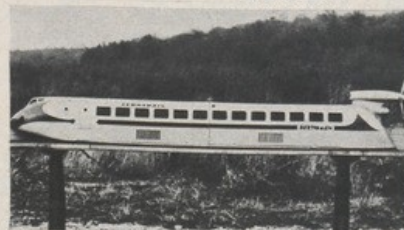
Président-directeur général : **M. Kaplan**

SEDAM

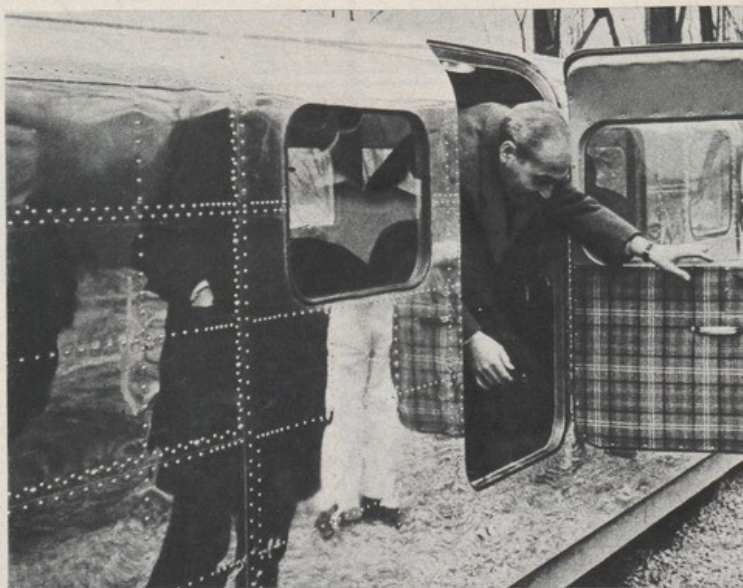
Société d'Etudes et de Développement des Aéronefs Marins.

Président-directeur général : **M. A. Thomas**

Directeur général : **C. Marchetti**



Première maquette de l'aérotrain jamais montrée en public, ce modèle appartient désormais au musée...



Jean Bertin descend de l'aérotrain, préfigurant, à l'échelle près, des véhicules, ce que l'on connaîtra dans quelques années lorsque ce mode de transport sera entré dans les mœurs, dans le monde...

rail expérimental. Finalement, les Domaines mettront à la disposition de Bertin un tronçon de voie entre Gometz-le-Chatel et Limours le 30 juin 1965. Deux jours plus tard, les Grands Travaux de Marseille (ceux-là même qui réussirent à construire l'immense parking parisien sous le boulevard Haussmann sans jamais entraver la circulation) entreprenaient la construction en éléments du rail en T inversé.

Le 14 mai 1965, la société Bertin avait passé commande du véhicule expérimental à la SECA (Société d'Exploitation et de Construction Aéronautique) du Bourget.

Le 28 octobre 1965, l'Etat manifestait son

intérêt sous forme d'un marché passé et le Premier Ministre (Datar) et le ministre des Travaux publics et des Transports, attribuant à l'Aérotrain une participation remboursable de 3 millions de F. sur un programme expérimental et probatoire de 5 millions de F.

Le 13 décembre 1965, la SECA livrait le véhicule et, le 29 décembre, les premiers essais avaient lieu sur le rail expérimental de Gometz encore inachevé mais présentant une longueur suffisante.

Depuis ces premières dates, les choses sont allées bon train, si j'ose dire.

L'intérêt officiel s'est confirmé par la dé-

cision de promouvoir la création d'une voie définitive de 20 km de longueur, au nord d'Orléans et préfigurant la première ligne opérationnelle Orléans-Paris, cependant que le véhicule grandeur était lui-même commandé. Bertin et la société Aérotrain n'attendent plus que les autorisations de paiement pour commencer les travaux.

Par ailleurs, la voie expérimentale de Gometz, sur laquelle le prototype a enregistré une vitesse de 303 km-h avec l'aide d'une fusée d'appoint, servira de lieu d'essai pour un second exemplaire amélioré avec lequel on envisage d'atteindre les 300 km-h sans fusée et d'aller plus loin encore...

L'affaire est donc parfaitement lancée et il est réconfortant d'assister, enfin, à l'épanouissement d'une invention française sur le lieu même de sa création. L'intérêt — nous allons dire l'appétit — de nombreuses nations, et pas des moindres, montre bien la valeur de ce nouveau moyen de transport aux multiples applications, à l'infrastructure économique, à l'entretien inférieur à celui de tout autre moyen de transport de surface et à la possibilité de rotations sans égale.

La lecture des numéros à venir de notre revue instruira le lecteur sur la suite de cette opération qui, pour la France, risque fort de présenter les mêmes dimensions que l'opération « Concorde »...

Ce bref panorama des activités, et aussi des résultats, de la Société Bertin et Cie montre à quel point une firme jeune et sachant s'entourer de gens capables peut apporter de facteurs de prestige à notre industrie.

Il n'est pas possible de terminer cette étude sans remercier M. Bertin, M. Marchetti, M. Kaplan et tous les chefs de départements de l'accueil qu'ils ont bien voulu réserver à l'auteur. Celui-ci s'est attaché à transcrire le plus fidèlement possible tous les renseignements qu'il a recueillis auprès de tous, se faisant ainsi l'écho du travail énorme et prometteur que la société Bertin, ses filiales et ses sociétés en participation produisent pour le renom de notre technique.

Aviation

L'AIR ET L'ESPACE
LES AILES
AIR REVUE

magazine

INTERNATIONAL

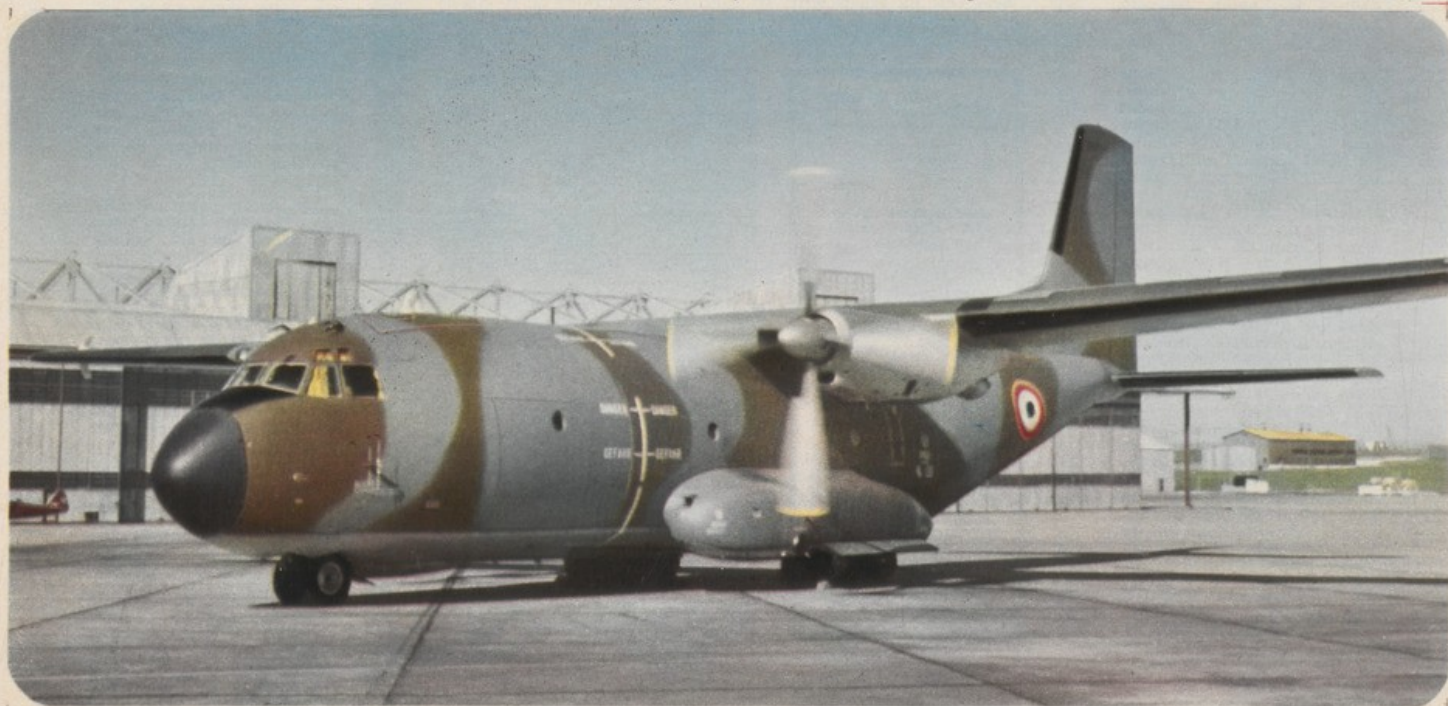


N° 488 1^{er} AVRIL 1968 3 F BELGIQUE 30 FB SUISSE 4,35 FS ESPAGNE 52,50 P BIMENSUEL



Un domaine de l'activité de recherche appliquée de Nord-Aviation touche l'avion à décollage vertical à turboventilateur caréné, le Nord 500...

... alors que le plan de charge des usines est notamment occupé par la production en série du cargo militaire bimoteur « Transall » franco-allemand.



Dix ans de travaux vont-ils trouver leur aboutissement

NORD-AVIATION et L'HÉLICE CARÉNÉE...

Cela a commencé en 1958. Dès cette année, Nord-Aviation entreprit l'étude fondamentale, puis l'application à des maquettes de principe, de la formule de propulsion à hélice carénée. Travaillant en collaboration avec la société Bertin, dont on connaît les activités dans le domaine de la recherche appliquée, une équipe d'ingénieurs de Nord-Aviation développa, défricha et, petit à petit, mit au point un système de propulsion qui devait aboutir à un compromis intéressant entre les exigences particulières du vol de croisière à haute vitesse et les impératifs absolus du décollage vertical. On sait que ce décollage est grevé d'une somme de sujétions qui en ont retardé, jusqu'ici, l'épanouissement et qui vont de la puissance nécessaire au bruit à supporter, en passant par l'érosion du sol lui-même. Aujourd'hui, Nord-Aviation propose une solution intéressante avec son modèle probatoire Nord 500, dont les essais viennent de commencer. La firme de Châtillon ayant consenti d'importants sacrifices financiers dans cette affaire, la suite des travaux ne saurait être entreprise sans une aide officielle. Nous voici à la croisée des chemins. Nord-Aviation, en risque privé, a réussi à mettre au point une formule. Cette formule doit être expérimentée — ce qui est très proche — mais surtout suivie de réalisations opérationnelles venant sanctionner les travaux des ingénieurs. Depuis 1958, une somme de travail a été accumulée. Il convient de lui donner une suite logique permettant à la fois de faire avancer la technologie et d'offrir aussi un matériel évolué...

A U moment où ces lignes paraissent, une importante décision doit être prise par les services officiels. De la recherche, nous voici amenés à l'application et, de ce fait, l'affaire passe des mains de la DRME (Direction des Recherches et des Moyens d'Essais) à la DTCA (Direction Technique des Constructions Aéronautiques). Cela montre qu'un nouveau stade doit être franchi. Le Nord 500, appareil expérimental, doit prouver l'intérêt de la formule. Pour cela, il est nécessaire qu'il vole, ce qui permettra de moduler la formule en fonction des exigences d'un appareil opérationnel.

Tout cela devait se décider au moment même où ces lignes paraissent...

Une formule intéressante

Avec le Nord 500 et les travaux de Nord Aviation et de Bertin, nous sommes loin de la simple hélice carénée du genre de celle que l'on trouvait, au fil des années, sur l'avion STIPA, le projet Coanda, quelques appareils à décollage vertical genre plates-formes volantes Hiller

ou Piasecki et le projet Marvel à propulseur arrière, sans préjuger d'autres exemples oubliés.

L'aérodynamisme des rotors carénés est extrêmement complexe et c'est le mérite essentiel de Nord Aviation et de Bertin d'en avoir cerné puis maîtrisé les problèmes.

Pour comprendre l'intérêt de cette formule, il convient de préciser sa place dans l'ensemble des moyens de propulsion dont dispose la technique aéronautique actuellement.

Si l'on caractérise chaque type de propulseur par sa puissance surfacique, soit par le rapport de la puissance à l'unité de surface du disque d'éjection, on arrive aux chiffres suivants :

• **TURBOREACTEUR PUR.** — 190.000 ch/m², ou 140.000 kW/m². Consommation élevée, mauvais rendement au décollage et à basse vitesse.

• **TURBOREACTEUR A DOUBLE FLUX.** — 16.500 ch/m² en considérant un taux de dilution moyen de 4/1. Les performances

s'améliorent sensiblement, par rapport au réacteur pur.

• **TURBOPROPULSEUR.** — 136 ch/m². Excellent rendement aux basses vitesses et au décollage (hélice à pas variable). Limitation en vitesse en raison des effets de compressibilité en bout de pales.

• **ROTOR D'HELICOPTERE.** — 13,5 ch/m². Meilleur ADAV actuellement en service, mais performances limitées.

pulseur et le turboréacteur à double flux.

Il existe donc, entre ces deux derniers moyens de propulsion, un trou dix fois plus important qu'entre les systèmes du haut et du bas du tableau, pris deux à deux.

C'est dans cet important créneau que vient s'engouffrer le turboventilateur, ou hélice carénée, lequel se présente avec une puissance surfacique moyenne de 1.500 ch/m². Nous voici sensiblement à mi-chemin entre le turboréacteur à double flux et le turbopropulseur.

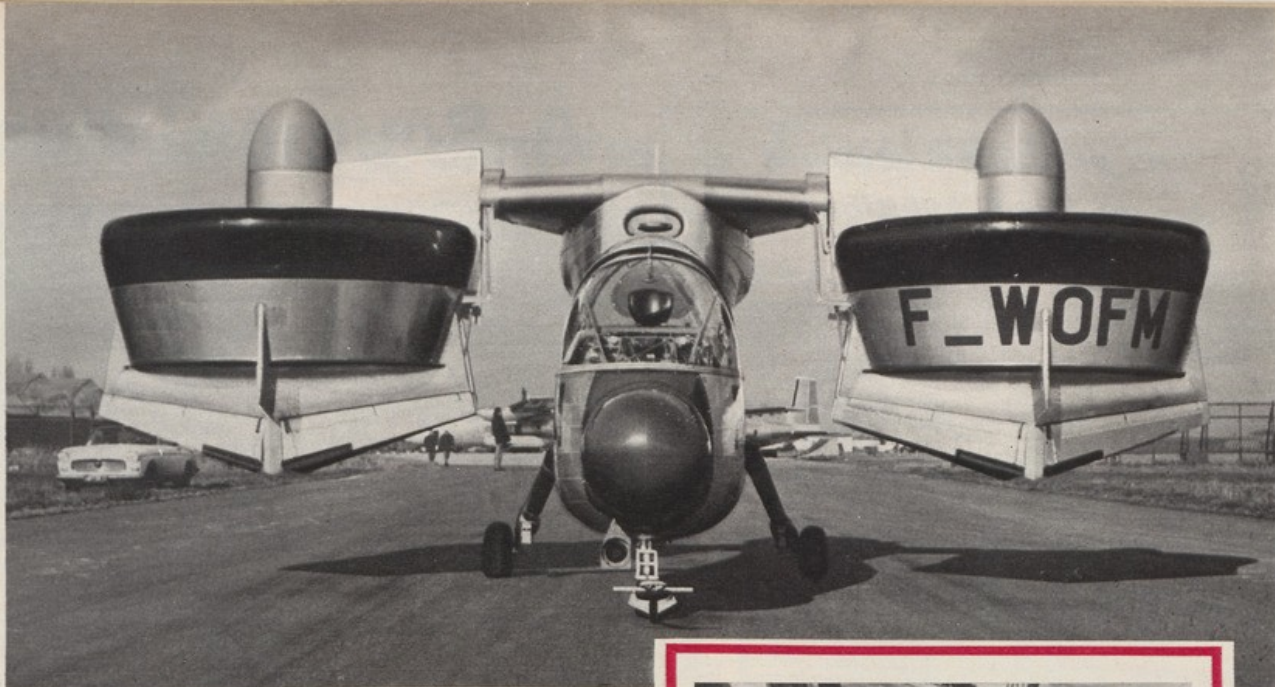


Au poste de pilotage, Armand Jacquet qui a la charge des premiers essais en vol de l'appareil, commencés à Melun-Villaroche.

On voit, à cet énoncé, qu'il existe une différence de 1 à 11 entre le réacteur pur et celui à double flux, une différence de 1 à 10 entre l'hélicoptère et le turbopropulseur.

Par contre, c'est une différence de 1 à 120 que l'on constate entre le turbopro-

Cette « intrusion » rétablit l'ordre dans la hiérarchie des puissances surfaciques, chacun des moyens proposés étant séparé de ses voisins par un rapport approximatif de 1 à 10. L'ensemble devient cohérent et chaque avionneur peut choisir le moyen de propulsion le plus apte à



Le premier prototype du Nord 500, terminé, est vu ici en configuration de décollage vertical, ses turboventilateurs orientés vers le bas...

NORD 500.

animer l'appareil qu'il souhaite réaliser.

Dans l'arsenal technique mis à la disposition des ingénieurs, les moyens de propulsion ont tous été étudiés et utilisés pour obtenir le décollage vertical. Citons quelques exemples : turboréacteur pur : Short SC-1 et Dassault « Mirage » V ; Turboréacteur à double flux : Hawker Siddeley P-1127 « Harrier », avec poussée vectorielle ; Turbopropulseur : LTV C-142A associé à une voilure pivotante, tout comme le Canadair CL-84 ; Hélicoptère : les exemples foisonnent.

Chaque formule a ses avantages et ses inconvénients, autorisant ou rejetant une utilisation éventuelle dans le domaine civil ou militaire. Par exemple, il est impensable d'envisager un avion de transport ADAV à réacteurs de sustentation, en raison du bruit. Par contre, les utilisations militaires sont possibles. Les autres formules sont moins bruyantes, mais aussi moins brillantes en vitesse.

Là aussi, un créneau intéressant existe pour le turboventilateur. Les essais du Nord 500 — dont nous avons parlé d'abondance dans notre numéro 466 — doivent le démontrer, du moins en principe.

Et maintenant...

Et maintenant, que va-t-on faire ? Les travaux de réalisation ont demandé

Un appareil opérationnel en 1971 ?..

trois ans. Il en faudra encore quatre pour parvenir à une formule opérationnelle. Jusqu'ici les efforts financiers ont été partagés et Nord Aviation, dans la conjoncture actuelle, ne peut poursuivre son effort personnel.

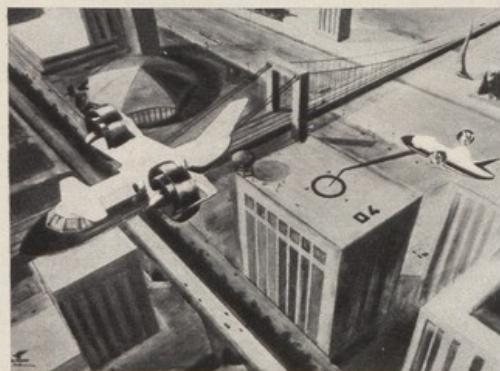
Si bien que si aucune aide officielle n'intervient rapidement, les dix ans de recherche n'auront servi qu'à remplir des armoires de dossiers techniques, cependant que les prototypes existants finiront doucement dans l'oubli...

Si le marché d'études espéré parvient à Nord Aviation, le programme se déroulera d'une façon très simple.

Tout d'abord, le prototype n° 01 est transformé en banc d'endurance afin d'autoriser les vols et d'étendre le domaine progressivement.

De son côté, le prototype n° 02 se prête aux vols, sous entraves puis libres. Les vols stationnaires doivent avoir lieu cet été, puis les transitions entreprises. Le domaine de vol sera alors poussé jusqu'à 300 kilomètres-heure à la suite d'une modification des carénages de ventilateurs.

Ensuite, les études porteront sur un rotor de la seconde génération qui sera essayé en grandeur dans la soufflerie de Modane. Ces



Le domaine de vol d'un appareil ADAV à turboventilateurs permet d'envisager cet appareil de transport civil...



...et cette adaptation militaire d'intervention, de commandos et de combat antiguerillas à contact rapproché...

travaux nous amèneront à la fin 1970. L'année suivante, un programme pourrait alors être défini concernant un appareil opérationnel et le premier exemplaire de série pourrait sortir d'usine en 1975.

Voilà où on en est en avril 1968. Seules, les décisions des services officiels permettront que ce programme soit respecté...

Jacques GAMBU

Aviation

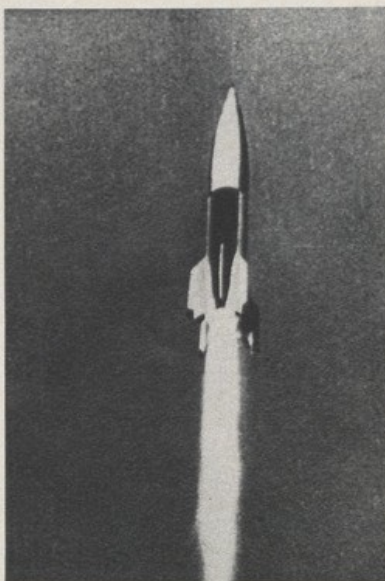
L'AIR ET L'ESPACE
LES AILES
AIR REVUE

magazine

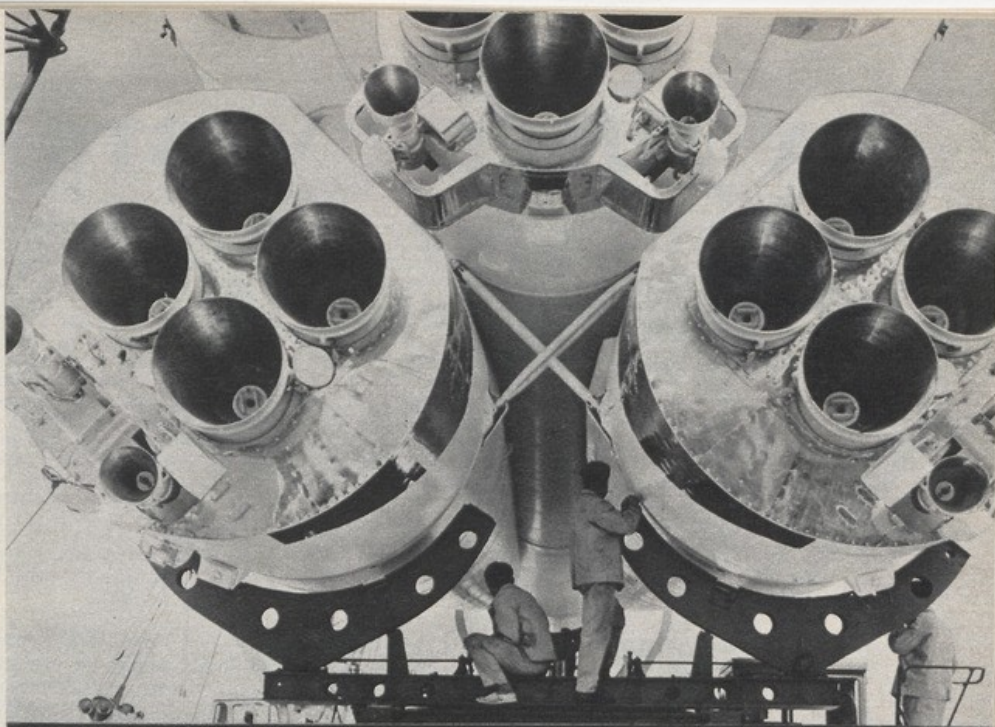
INTERNATIONAL

L'ASTRONAUTIQUE à DIX ANS

N° 476 1^{er} OCTOBRE 1967 3 F BELGIQUE 30 FB SUISSE 4,35 FS ESPAGNE 45 P BIMENSUEL



L'engin ci-dessus, qui ressemble étrangement à une V-2 a permis de développer le moteur utilisé à 20 exemplaires sur la fusée « Vostok » (ci-contre)



«ВОСТОК»



LE 12 octobre 1951, il y a juste 16 ans, une revue soviétique décrivait un projet de fusée lunaire ne pesant pas moins de 1.000 tonnes, longue de 55 mètres pour 13,6 mètres de diamètre.

Le projet était conçu autour de 20 moteurs... Ces chiffres méritent d'être rapprochés de ceux relatifs à la fusée « Vostok » qu'« Aviation Magazine » a été la première revue au monde à publier, avant même les revues officielles soviétiques, dans son numéro du 15 mai 1967.

Les propulseurs de « Vostok » fournissent chacun 102 tonnes de poussée. Ceux envisagés pour le projet de 1951, le « type 103 », en fournissaient 120.

Le « type 03 » brûlait du kérosène dans de l'oxygène, comme les « type 107 » de « Vostok », avec une pression de combustion de 62 kg/cm², 4 fois celle des V-2, et égale à celle des chambres du « Vostok ».

Une différence toutefois, le « 103 » était monotuyère, doté d'une chambre de 2,30 mètres de long et de 1,22 mètre de diamètre en section de sortie de tuyère, alors que le RD-107, exposé au Bourget, est quadrituyère.

Ce projet, s'il semble désormais irréalisable dans les données ci-dessus, méritait d'être rappelé.

Et déjà, l'idée est reprise par certains qui imaginent que l'étage de base du « Lance-Proton » soit lui aussi doté de 20 chambres de propulsion, mais des chambres de 75 à 100 tonnes de poussée (au lieu de 25,5 pour « Vostok ») groupées quatre par quatre comme sur le missile « Scrag », alias « Big Brother ».

Le premier étage du « Scrag » est effectivement de la classe 300 - 400 tonnes de poussée, ce qui donnerait à un « lance-Proton » « à base de Scrag » une poussée totale au départ de 1.500 à 2.000 tonnes compatible avec les révélations soviétiques selon lesquelles le « lance-Proton » aurait une puissance de 60.000 ch (trois fois celle du « Vostok »).

Jusqu'ici ce « lance-Proton » a mis sur orbite 12,2 tonnes, à trois reprises. Mais il s'agissait là d'une première version quasi expérimentale qui devait également être dotée d'une charge supplémentaire purement technologique de contrôle du fonctionnement de l'engin et, d'autre part, mettre en œuvre un étage supérieur « vieux modèle ».

Grâce à leurs réseaux de localisation, les techniciens d'outre-Atlantique sont désormais assurés que leurs concurrents soviétiques disposent d'un nouvel étage supérieur. Ce pourrait être lui qui a connu quelques problèmes de mise au point lors des missions baptisées à l'Ouest « Cosmos » U 1 et U 2. C'est lui qui a permis la mise sur orbite de ce que l'on croit être les charges les plus lourdes jamais lancées : « Cosmos » 146 et 154. Le chiffre le plus fréquemment avancé à leur sujet est 30 tonnes.

De haut en bas : 1. Une des rares photos de Baykonour... Prise de la tour d'où se sont envolés les cosmonautes, à l'arrivée d'un de ces derniers, elle montre la « haie d'honneur » des techniciens et les voies ferrées qui permettent d'amener les étages au pas de tir. 2. L'ascenseur emprunté par les cosmonautes pour gagner leur vaisseau. 3. Le départ de « Vostok » 1, enregistré depuis le pied de la tour. 4. Partie de la salle de contrôle, au centre-calcul de Moscou.

LA FUSÉE "VOSTOK"

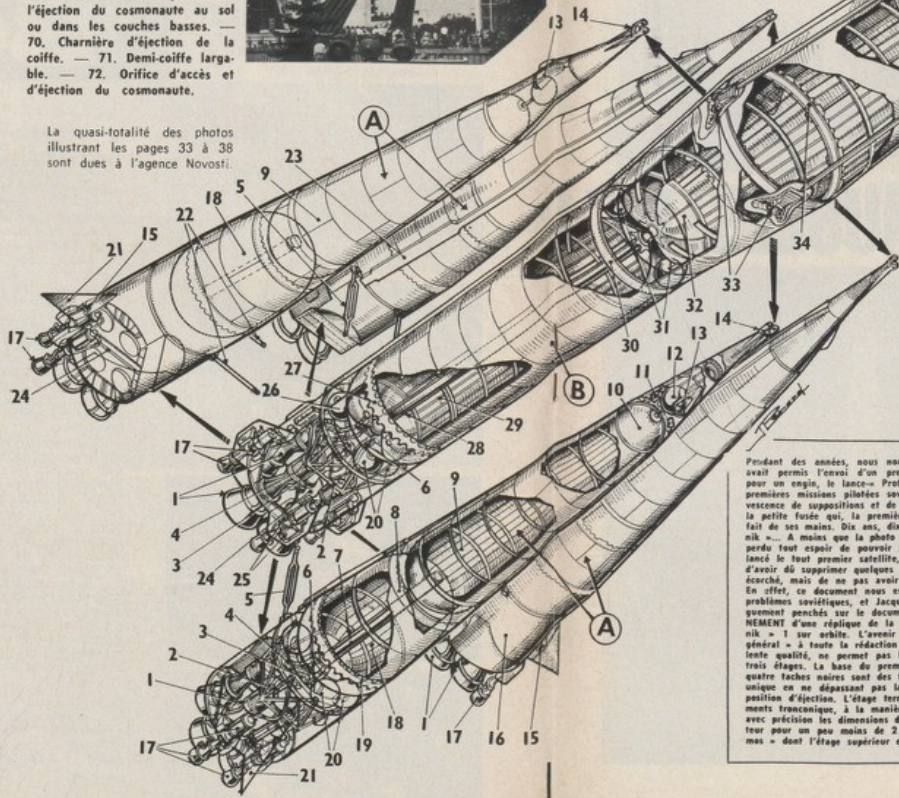
L'ETUDE de la fusée « Vostok » — « Bocktok » ou encore « Boemok » — remonte à 1958. Les essais au sol furent conduits en 1959 et la première mission opérationnelle le 15 mai 1960, avec la mise sur orbite de « Spoutnik » 4, un prototype du vaisseau « Vostok » pesant quelque 4.550 kg. Huit autres fusées de ce type furent lancées avant le 12 avril 1961, date à laquelle un premier homme, Youri Gagarine, prenait place à son bord. « Bocktok » est un engin à « deux étages et demi », le second étage, ou étage de croisière, participant à l'accélération initiale. Les accélérateurs accolés (A) ont 19 m de long pour un diamètre maximal de 3 m. Le corps central (B) a 28 m de long pour un diamètre maximal de 2,95 m. Sa partie supérieure comprend une importante case à équipements (C). Corps central et accélérateurs sont dotés du même groupe propulseur à quatre tuyères RD-107 de 102 tonnes de poussée. Le troisième étage, de 2,58 m de diamètre (D), brûle comme les étage inférieurs du kérosène dans de l'oxygène. Sa poussée dans le vide atteint près de 100 tonnes. Le vaisseau « Vostok » proprement dit (E) est protégé lors de la traversée des couches denses de l'atmosphère par une coiffe (F) en deux demi-coiffes. Longue de 38 m pour un diamètre total de 10,30 m, la fusée « Vostok » développe une puissance totale de vingt millions de chevaux, ce qui permet de placer sur orbite terrestre basse une charge de 4.725 kg, ou d'envoyer 1.600 kg d'instruments scientifiques vers la Lune.

1. Chambres principales et tuyères du groupe-moteur RD-107.
2. Bâti-moteur structure de poussée.
3. Turbo-pompe (une par RD-107).
4. Turbine de démarrage.
5. Attaches principales inférieures d'accélérateurs (femelles).
6. Canalisations de propergols.
7. Canalisations d'alimentation du RD-107 en kérosène.
8. Cadre principal de liaison des réservoirs.
9. Réservoir de kérosène (carburant).
10. Dôme supérieur du réservoir de kérosène.
11. Equipements des accélérateurs.
12. Réservoir de mise sous pression des réservoirs principaux.
13. Mise à l'air libre.
14. Attaches principales supérieures des accélérateurs.
15. Paliers de gouvernes aérodynamiques.
16. Compartiments moteurs.
17. Verniers de contrôle d'attitude.
18. Réservoirs d'oxygène liquide (combusteur).
19. Cadres principaux inférieurs. Liaison jupes-réservoirs.
20. Réservoirs d'hélium.
21. Empennages de pilotage dans les basses couches de l'atmosphère, en association avec les verniers.
22. Attaches principales inférieures d'accélérateurs (mâles).
23. Gouttières des circuits électriques et électroniques.
24. Cadre arrière-bouclier thermique du groupe-moteur.
25. Articulations des moteurs verniers.
26. Réservoirs de mise en pression de la turbine de démarrage.
27. Cadre principal arrière du corps central.
28. Canalisations d'alimentation en kérosène du propulseur central.
29. Réservoir d'oxygène liquide.
30. Cadre médian de liaison entre les réservoirs du corps central.
31. Réservoirs sphériques d'hélium.
32. Réservoir de kérosène.
33. Attaches supérieures des accélérateurs laté-

- raux sur le corps central.
34. Cadre principal de réservoir de kérosène supportant les attaches supérieures des accélérateurs.
35. Gouttières des circuits électriques et électroniques de l'étage de croisière.
36. Cadre étanche entre réservoir de kérosène et case à équipements.
37. Equipements électroniques (cervaux).
38. Bouclier avant du corps central.
39. Structure de liaison inter-étage.
40. Points d'attache sur bâti, avec boulons explosifs de séparation.
41. Points de fixation du troisième étage.
42. Fusées de séparation et de correction d'attitude du troisième étage.
43. Réservoir d'hélium.
44. Réservoir annulaire d'oxygène liquide.
45. Equipements électroniques de contrôle.
46. Charnières de séparation de la coiffe.
47. Antenne.
48. Moteur-fusée du troisième étage.
49. Canalisations d'alimentation des fusées d'attitude.
50. Turbo-pompe du moteur du troisième étage.
51. Réservoir annulaire, de section circulaire, de kérosène.
52. Rétro-fusée du vaisseau.
53. Panneaux de cellules solaires.
54. Compartiment à équipements (module de service).
55. Point d'appui des vérins d'éjection de la coiffe.
56. Broche multiple des circuits électriques.
57. Circuits électriques de liaison troisième étage-cabine « Charik » (la petite boule).
58. Boîte à broches multiples déconnectée arrière du corps central.
59. Hublot latéral.
60. Sangle d'attache de la « petite boule ».
61. Antennes de télémétrie et télécommande.
62. Antennes de télécommunications.
63. Logement du parachute (côté gauche).
64. Porte d'accès et d'éjection du cosmonaute.
65. Siège éjectable.
66. Chambre de combustion de rétro-fusée.

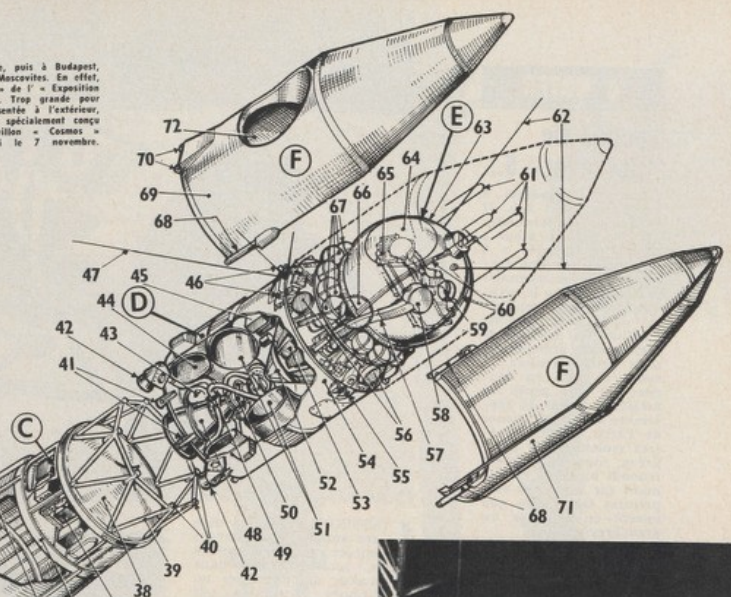
67. Bouteilles d'azote et d'oxygène (survie du cosmonaute).
68. Vérin d'éjection des éléments de la coiffe.
69. Demi-coiffe avec accès à la cabine permettant l'éjection du cosmonaute au sol ou dans les couches basses.
70. Charnière d'éjection de la coiffe.
71. Demi-coiffe large.
72. Orifice d'accès et d'éjection du cosmonaute.

La quasi-totalité des photos illustrant les pages 33 à 38 sont dues à l'agence Novosti.



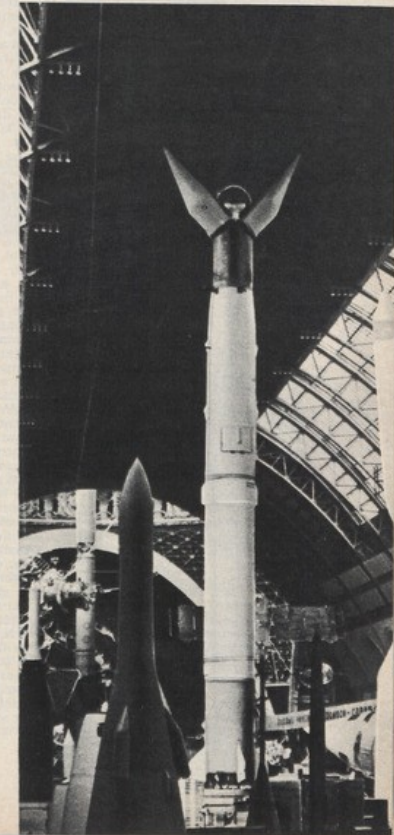
Présentée tout d'abord à Paris, en première mondiale, puis à Budapest, la fusée « Vostok » peut enfin être admirée par les Moscovites. En effet, elle est exposée depuis fin août au pavillon « Cosmos » de l'« Exposition des réalisations économiques de l'Union Soviétique ». Trop grande pour pouvoir entrer dans le pavillon, elle a dû être présentée à l'extérieur, en position verticale, sur un socle en porte à faux spécialement conçu à cet effet. Il n'est pas impossible que le pavillon « Cosmos » de l'Exposition accueille quelques nouveautés d'ici le 7 novembre.

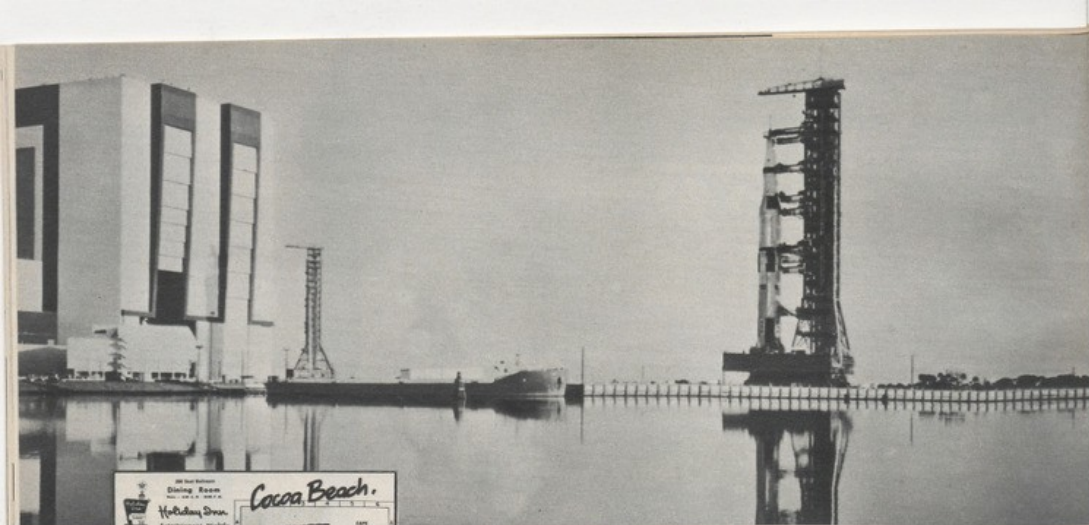
Copyright AVIATION MAGAZINE



EST-CE LA FUSÉE QUI A PLACÉ "SPOUTNIK" 1 SUR SON ORBITE ?

Pendant des années, nous nous sommes passionnés pour la lance-« Vostok », la fusée qui avait permis l'envoi d'un premier homme dans l'espace. Désormais, nous nous passionnons pour un engin, la lance-« Proton », dont une version améliorée pourrait être l'instrument des premières missions planétaires vers notre satellite naturel. Et dans toute cette effervescence de suppositions et de pronostics, nous oublions tout simplement la lance-« Spoutnik », la petite fusée qui, la première, permit à l'homme de placer autour de la Terre un satellite artificiel de ses mains. Dix ans, dix ans déjà, et nous ne connaissions toujours pas la lance-« Spoutnik »... A moins que la photo ci-contre le représente... Arrivé de Moscou alors que nous avions perdu tout espoir de pouvoir présenter dans ce numéro la fusée qui, dix ans plus tôt, avait lancé le tout premier satellite, ce document représente pour nous un cas de conscience... Non d'avoir dû supprimer quelques dessins de détail réalisés par Jean Péreud pour accompagner son écorché, mais de ne pas avoir l'assurance formelle que cette fusée est la lance-« Spoutnik ». En effet, ce document nous est parvenu sans légende. Jacques Marmain, notre spécialiste des problèmes soviétiques, et Jacques Tizio, notre spécialiste des questions spatiales, se sont longuement penchés sur le document, au désespoir de notre cliché-verdict : il s'agit CERTAINEMENT d'une réplique de la fusée qui, le 4 octobre 1957, a placé les 83,5 kg de « Spoutnik » 1 sur orbite. L'avenir leur donnera raison... ou les condamnera à « payer un pot général » à toute la rédaction d'« Aviation Magazine ». Le document, qui n'est pas d'excellente qualité, ne permet pas beaucoup de commentaires. Il semble, toutefois, que l'engin ait trois étages. La base du premier n'est pas suffisamment nette pour permettre de dire si les quatre têtes noires sont des tuyères ou des déflecteurs qui agiraient sur le flux d'une tuyère unique ne dépassant pas la jipe. On entre les quatre petits empennages et la coiffe en position d'éjection. L'étage terminal (plus foncé) est séparé du satellite par une case d'équipements tronconique, à la manière de celle des « Diamant ». Aucun repère ne permet d'évaluer avec précision les dimensions de l'engin qui semble, à « vu de nez », avoir 25 mètres de hauteur pour un peu moins de 2 mètres de diamètre. A l'arrière-plan à gauche, un lance-« Cosmos » dont l'étage supérieur et la coiffe sont cachés par le toit du premier hall d'exposition.





Le port lunaire de Merritt Island

IL s'en est fallu d'une côte pour que les héros de Jules Verne s'envolent vers la Lune depuis ce qui est désormais le Port Lunaire de Merritt Island. Et peut-être le gigantesque spaciodyme aurait-il été construit sur la côte occidentale de Floride si cette dernière était restée aussi peu peuplée que du temps du grand visionnaire français.

Les problèmes de sécurité, compte tenu des exigences de tir vers l'Est, et la présence antérieure d'une infrastructure militaire, se sont traduits par le choix du site actuel. C'était inévitable ! Mais de nombreux techniciens regrettent la présence de la population californienne car de nombreux sites au sud de Saint-Petersburg et de Tampa ont, non seulement les mêmes caractéristiques que Cap Kennedy et Merritt Island, mais encore l'avantage d'être à l'abri des tempêtes, ouragans et même cyclones qui, souvent, retardent les lancements.

Les tornades constituent un facteur mal connu mais essentiel du programme lunaire américain ! Mais là n'est pas notre propos... Nous voulions simplement rappeler que Jules Verne avait vu juste, très juste, et que les premiers « lunautés » américains pourront avoir une pensée émue pour le grand homme, le jour du grand départ.

La Floride est une région merveilleuse qu'on a toujours plaisir à revoir. Entre Saint Augustine, au nord, la plus vieille ville de l'Amérique du Nord, riche de témoignages de ses origines espagnoles, et Miami, au sud, qui double sa population pendant les mois d'hiver, tout n'est que pittoresque.

A mi-chemin entre Saint Augustine et Miami, un petit cap est devenu célèbre lorsque, le 24 juillet 1950, une fusée y fut lancée pour la première fois. C'était la « Bumper », une descendante directe des travaux de l'équipe du docteur Werner von Braun.

Cette même équipe a donné naissance à « Saturn » V, la « super-fusée » capable d'établir les premiers ponts entre la Terre, la Lune et les planètes. Dans l'argot de l'astronautique américaine, une fusée est un oiseau. Et pour le nouvel oiseau qu'était « Saturn » V, il fallait un nouveau nid. A sa taille...

Aucun des nids de base amont de l'Eastern Test Range (Cap Kennedy), n'était suffisamment grand ni suffisamment douillet pour le monstrueux mais délicat oiseau. La NASA acheta, en 1962, quelque 38.000 hectares de steppes et de plantations tropicales, sur l'île de Merritt Island, adjacente à la presqu'île de Cap Kennedy.

Il a fallu plus de quatre ans pour construire le nid. Un nid d'un million de dollars (cinq millions de francs). Un nid dont les composants ne sont pas seulement les plus chers, mais les plus lourds, les plus grands. Les plus majestueux, aussi.

Récompense inattendue, le « Spaceport » est devenu, cette année, le lieu touristique le plus populaire de Floride. 500.000 visiteurs des cinquante Etats américains et de 60 pays étrangers sont venus rivaliser de superlatifs aux portes du VAB ou derrière les réservoirs d'hydrogène du pas de tir n° 39 A.

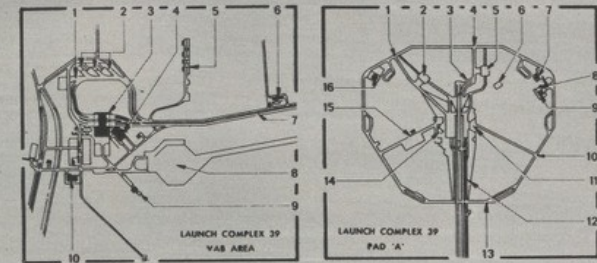
Nous avons visité le « Spaceport » à trois reprises, grâce à l'efficacité des services du John F. Kennedy Space Center. « En touriste », nous l'avons photographié sous des angles que nous avons voulu différents de ceux des photos officielles. Nous vous les présentons dans les pages qui suivent, en préface du premier vol de « Saturn » V et en conclusion des efforts américains pendant les dix premières années de l'astronautique.

C'EST en 1946 que ce qui était alors le département américain de la guerre exprima son désir de pouvoir disposer d'une vaste zone d'essai pour le lancement de missiles guidés. Une étude fut lancée aussitôt et de nombreux sites potentiels furent explorés.

Le choix se fit sur 600 hectares du Cap Canaveral, à 28° de latitude Nord et avec l'Atlantique pour seul horizon.

L'US Air Force fut chargée des opérations, avec le support logistique de Patrick Air Force Base (au Sud de Cocoa Beach). Après que la NASA eût été formée, en 1958, Cap Canaveral devint également le siège du « Launch Operations Center », devenu le J.F. Kennedy Space Center.

Sur la carte ci-contre en bas, on voit les principales installations de Cap Kennedy et de MILA (Merritt Island Launch Area) que se partagent l'US Air Force (Eastern Test Range) et la NASA (John-F. Kennedy Space Center) : 1 : Complexe 29 (« Polaris »), 2 : Complexe 25 (« Polaris »), 3 : Complexe 30 (« Per-

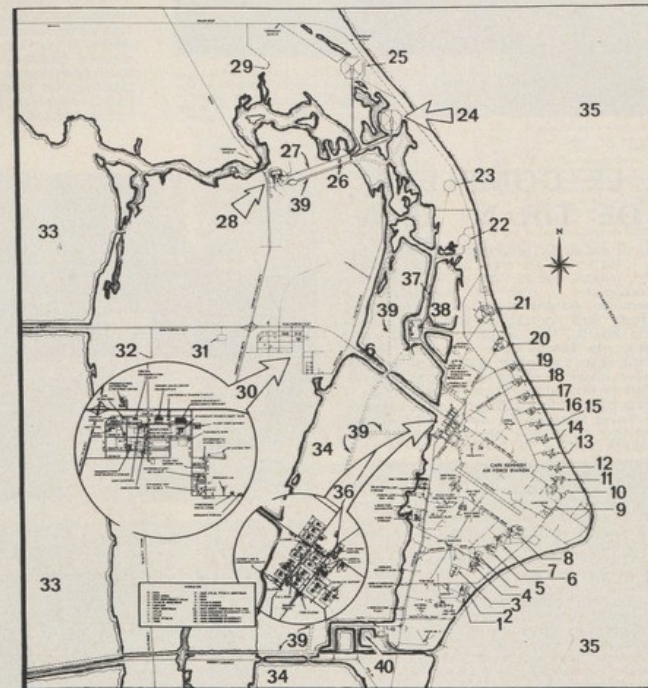


Le centre de lancement de Merritt Island comprend essentiellement la zone du VAB et les pas de tir. Ci-dessus, le détail de la zone du VAB. 1. Parking des « Crawler-Transporters » (« CT »), 2. Parkings des tours d'assemblage des véhicules (« VAB »), 3. Bâtiment d'assemblage vertical des véhicules (« VAB »), 4. Centre de contrôle des tirs (« LCC »), 5. Bâtiments de stockage des réserves et recharges, 6. Convertisseurs et compresseurs, 7. Piste des « Crawler-Transporters » du VAB au pas de tir, 8. Grand bassin utilisé pour la rotation des péniches, 9. Sites d'observation réservés à la Presse, 10. Ateliers des équipements de tir.

Le pas de tir A du complexe n° 39. Légendes du dessin : 1. Route d'accès E, 2. Réservoir d'eau de secours Ouest, 3. Parking du déflecteur de flamme, 4. Route d'accès F, 5. Réservoir d'eau de secours Est, 6. Réservoir d'eau de refroidissement du pas de tir, 7. Installations et réservoirs d'hydrogène liquide, 8. Bâtiment des équipements électriques, 9. Installations et réservoirs de l'hydrogène H₂, 10. Route d'accès C, 11. Zone de stockage des gaz à haute pression, 12. Route d'accès B, 13. Route périphérique, 14. Salle des connexions terminales du pas de tir, 15. Route d'accès D et parking, 16. Installations et réservoirs d'oxygène liquide.

Reportage de
Jacques TIZIOU

shing », 4 : Complexe 5 et 6 (« Mercury/Redstone »), 5 : Ancien complexe 26 (« Jupiter ») ; désormais musée spatial de l'USAF, 6 : Complexe 17 (« Thor-Delta »), 7 : Complexe 18 (« Blue Scout »), 8 : Complexes 31 et 32 (« Minuteman »), 9 : Complexes 21 et 22 (« Mace »), 10 : Complexes 1, 2, 3 et 4 (installations d'essais de rotation des satellites), 11 : Complexes 36 A et B (« Atlas-Centaur »), 12 : Complexe 11 (« Atlas »), 13 : Complexe 12 (« Atlas-Agena »), 14 : Complexe 13 (« Atlas-Agena »), 15 : Complexe 14 (« Atlas-Mercury »), 16 : Complexe 15 (« Titan »), 17 : Complexe 16 (Essais statiques du service modules d'« Apollo »), 18 : Complexe 19 (« Titan II-Gemini »), 19 : Complexe 20 (« Titan »), 20 : Complexe 34 (« Saturn IB-Apollo »), 21 : Complexes 37 A et B (« Saturn IB-Apollo »), 22 : Complexe 40 (« Titan »), 23 : Complexe 41 (« Titan »), 24 : Complexe 39, Pas de tir A (« Saturn V-Apollo »). Voir détail par ailleurs, 25 : Complexe 39, Pas de tir B (« Saturn V-Apollo »), 26 : Parking de la tour de service (« Mobile Service Structure », « MSS »), 27 : Piste des « Crawler-Transporters », 28 : Zone du VAB (voir détail par ailleurs), 29 : Tour météo, 30 : Zone industrielle du KSC, 31 : Site du futur centre d'information des visiteurs, 32 : Installations de poursuite, 33 : Indian River, 34 : Banana River, 35 : Océan Atlantique, 36 : Zone industrielle de la CKAPS (Cap Kennedy Air Force Station), 37 : Bâtiment d'assemblage des accélérateurs de « Titan » III C, 38 : VIB (Vertical Integration Building) des « Titan » III C, 39 : Canaux utilisés par les péniches pour le transport des éléments de fusées, 40 : Port Canaveral. (Dessins de Claude Rappel.)



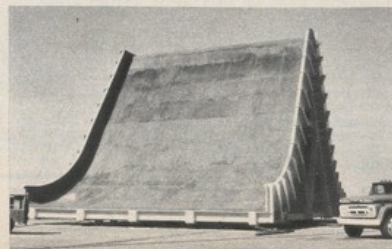
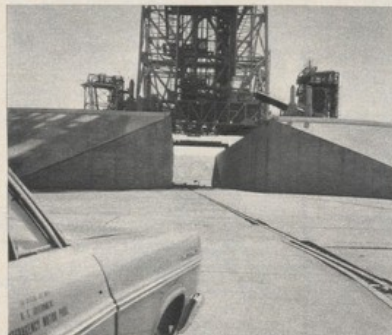


Toutes les routes conduisent au VAB... C'est du nord de l'eau d'elles qu'a été pris le document ci-dessus, typique du paysage de Merritt Island. Les arbres sont rares. L'eau est partout et offre autant de touristes que le VAB. C'est sur elle (l'eau) que les guides touristiques d'agence mettent l'accent...

LE COMPLEXE DE TIR N° 39 A

Le pas de tir proprement dit des « Saturn » V, s'il n'est pas aussi spectaculaire que le VAB ou le « Crawler-Transporter », n'en est pas moins une merveille d'architecture et de technique. Étudié sous contrat du KSC, par Giffels and Rosetti, Inc., le premier a été construit par Blount Bros. and M.M. Sundt Corp. entre novembre 1963 et octobre 1965. Les mêmes sociétés ont étudié et construit la piste du « Crawler-Transporter », mais c'est à une troisième société, George A. Fuller Co., qu'a été confiée la construction du « Pad B » (décembre 1964 à septembre 1966) et de l'extension de la piste du « CT ». En principe, le pas de tir B sera utilisé à partir de la troisième mission « AS-502 », « Apollo » 8 ou 9 qui sera la première maison pilotée mettant en œuvre la gigantesque fusée lunaire.

Ci-contre, en haut, l'auto mise à notre disposition par la NASA avance vers la crevasse de 20 mètres de large qui canaliserait les gaz des cinq moteurs Rocketdyne F-1. En position sur le pas de tir : la structure mobile de service (« MSS »). Ci-contre, plus bas, le déflecteur de flammes, énorme structure en acier recouvert de fondu « Fondy Fyre » dont le bord d'attaque en céramique sera remplacé après chaque tir. Ce déflecteur ne pèse pas moins de 320 tonnes à lui seul...



L'ILE DE MERRIT

« A good place to work and live », dit la NASA sur l'une de ses brochures. Et c'est vrai. Merritt Island est un vrai paradis où chacun peut occuper son temps comme il le souhaite. Tous les métiers y sont pratiqués, comme tous les loisirs.

Depuis la construction du « Moonport », une université d'Etat s'est établie entre Orlando et le Cap. Hilton a construit un nouveau palace tandis que se multipliaient les motels, les go-go girls et les cultes...

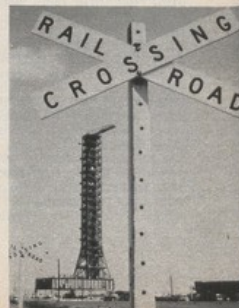
Le « surf fishing », la pêche à la truite de mer dans les vagues, reste à la mode et toutes les formes de la navigation de plaisance se pratiquent dans les innombrables bras des rivières Banana et Indienne ou de l'océan.

Sur le port lunaire proprement dit, un fantastique réseau de routes, de voies ferrées et de voies d'eau a été mis en place. Les poules d'eau nichent près des étangs, les serpents traversent les routes et les buzzards volent autour des antennes. C'est le contraste d'une nature encore vierge et des installations les plus complexes parmi celles nées de l'imagination humaine.



LA

La fusée « Saturn » V est assemblée sur sa table de lancement, dont la tour ombilicale est solidaire. Visible ci-dessous et ci-contre, ce « mobile launcher » ou « Launch Umbilical Tower », de 140 m de haut, pesant plus de 2.500 tonnes, a été construit à trois exemplaires par Ingalls Iron Works Co. et Smith-Ernst, sur une étude de Reynolds-Smith et Hills. 2 ascenseurs à 3 m/s, 17 plates-formes de travail pour la tour, 2 étages pour la table de lancement...



LE BATIMENT D'ASSEMBLAGE DES VÉHICULES

Le « VAB » (Vehicle Assembly Building, ex-Vertical Assembly Building) est en quelque sorte le « monument » de MILA. Avec 160 mètres de haut et un kilomètre de périmètre, ce qui en fait le plus grand bâtiment du monde sur le plan du volume, il est visible à dix kilomètres à la ronde. Admirablement proportionné, il est de construction relativement simple et classique. Toutefois, il a posé à ses auteurs (URSAM : Urbahn - Roberts - Seelye - Moran, Blount Bros. Corp., Morrison-Knudson Co., Inc.,

Perine Corp. et Paul Hardeman, Inc.) quelques problèmes jugés, à première vue, insolubles.

C'est facilement compréhensible lorsqu'on connaît le rôle du « VAB » : réceptionner des étages d'un côté, livrer de l'autre une fusée géante prête à l'envol. Le premier problème ne fut pas celui des portes, puisque la sortie d'une « Saturn » V sur sa plate-forme impliquait une porte en T inversée de 139 m de haut et 45 m de large à la base. Il y en a

quatre de ce type, correspondant à chaque baie d'assemblage.

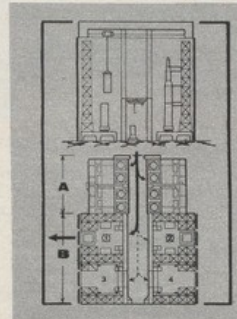
Le VAB comprend deux parties principales : une dite « baie basse » (64 m de haut « seulement ») où sont réceptionnés les étages et les vaisseaux, et la « baie haute » où se fait l'assemblage final et les contrôles.

Adjacent au VAB, le « LCC » (Launch Control Center) est à « Saturn » V, « Apollo » ce que les « blockhaus » étaient aux « petites fusées des dix premières années de l'astronautique ».

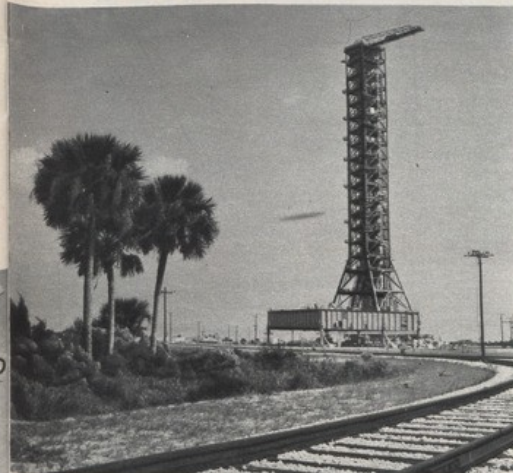


En haut, l'impressionnant contraste de la Terre et de l'Espace. Sur les routes du spatiodrome, la vitesse est limitée à 45 mph (72 km/h), quelquefois à 35 (56 km/h), alors que dans le VAB s'abaissent des engins qui atteindront 40.000 km/h. Ci-dessus, de haut en bas, le « LCC » - centre de contrôle des lancements, bâtiment de quatre étages long de 55 m et large de 115, et la vue depuis les salles de contrôle, avec la piste du « CT » au premier plan et le « pad 39 A » à l'horizon.

Ci-contre, Claude Rappet à « découplé » le « VAB » afin de montrer les huit baies de la section basse (réception et préparation des étages, des « IU » et des vaisseaux) et les quatre de la section haute. « Apollo » 4 (A/S-501) a été assemblée dans la baie n° 1. A/S-502 est assemblée dans la n° 2. La n° 3 est en cours d'équipement. Ci-dessus, un montage sans prétention des tirages de Roger Demouille donne une excellente idée de ce que sont les quatre salles de tir du « LCC ». Chaque comprend près de 500 consoles.



TOUR OMBILICALE





Le "crawler-transporter"

Le « Crawler-Transporter » est « la chose » la plus extraordinaire qui ait jamais été réalisée dans le domaine de la locomotion. Ce monstrueux engin auquel Francoise Sagan, à gauche sur le document ci-contre, donne une échelle, est pourtant capable de maintenir sa plate-forme horizontale à 10 minutes d'arc près, malgré les montées et les descentes et de se mettre en position à 5 cm près.

Il ne faut pas moins de six ingénieurs de Bendix pour le conduire, un dans chacune des cabines et quatre sur le pont inférieur, et cela pour progresser à moins d'un kilomètre à l'heure...

En raison de sa complexité, le « CT » est l'élément de MILA qui a posé le plus de problèmes. Depuis le transport de l'A/S 500 F, il a reçu de nouvelles améliorations. Il a donné entière satisfaction lors du transport d'« Apollo » 4. Avec sa charge, « Saturn » V et sa tour, le « CT » pèse plus que la tour Eiffel (8.000 t)...



La tour mobile de service

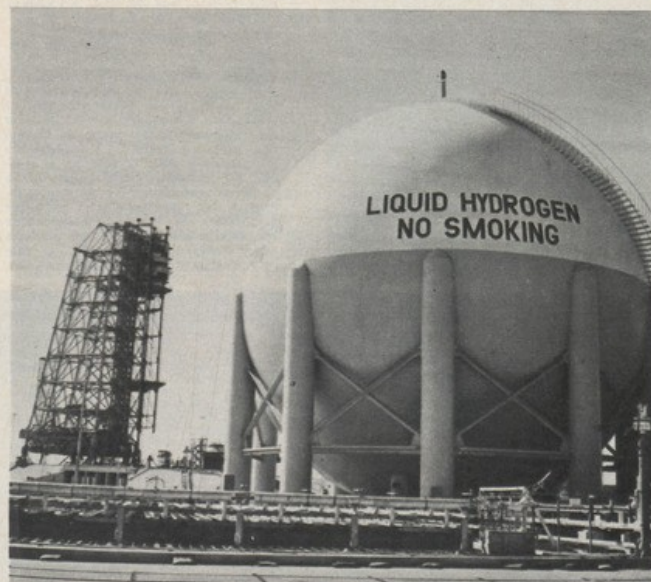
PEU connue, parce qu'insuffisamment noble, la tour mobile de service (MSS) est un élément important des installations du port lunaire puisqu'elle vient entourer la fusée, du côté opposé à la tour ombilicale, la protéger et permettre aux techniciens d'accéder à tous les niveaux de l'engin.

Etudiée par Rust Engineering Co. et construite par la société Morrison-Knudsen-Perine-Hardeman entre septembre 1964 et juin 1966, la « MSS » a 122 m de haut pour une base de 40 x 41 m. Elle pèse 4.050 tonnes et fait appel au « CT » pour son transport.

Le tour comprend cinq plate-formes principales, dont trois abritées pour l'accès aux modules du vaisseau et deux à l'air libre, mobiles dans le plan vertical, permettant l'accès aux différents niveaux de la fusée. A l'origine, la tour devait être fixe et baptisée « Arming Tower ». Elle doit normalement être mise en place peu après l'arrivée de la fusée et retirée quelques jours avant le tir.



Ci-dessus, l'« échelle de coupée » qui permet d'accéder aux ponts du « CT » et aux cabines, dont l'une d'elles est photographiée en gros plan. Ci-contre, avec le VAB en arrière-plan, la piste utilisée par le « CT ». Les fondations vont jusqu'à 13 m de profondeur et la piste n'a pas moins de 27 m de large, autant qu'une autoroute à huit voies. En surface, un gravillon grossier permet au « CT » de virer. Ses 8 chenilles y abandonnent d'énormes empreintes. Les deux « Crawler-Transporter » ont été réalisés par la Marion Power Company pour quelque 50 millions de nouveaux francs. Le premier essai de roulement eut lieu en avril 1965.



A gauche, une vue prise depuis la route circulaire qui entoure le pas de tir 39 A avec, au premier plan, les installations de stockage de l'hydrogène liquide destiné aux 2^e et 3^e étages de « Saturn » V. A droite, de haut en bas, le « parking » de la tour (à mi-chemin entre le VAB et le pas de tir) et une vue de face de l'impressionnante structure. Nos lecteurs trouveront dans nos trois derniers numéros des reportages photographiques sur la construction et les essais des étages de « Saturn » V dont le premier essai en vol est attendu pour la fin octobre.

Photos : Jacques Tiziou
Dessins : C. Rappel.



“ MILA ” entre en service

Le premier véritable « spaciodyme », conçu pour les missions humaines vers la Lune et les planètes, est effectivement entré en service le 26 août, lorsque le « Crawler Transporter » n° 1 a convoyé la première « Saturn » V de vol au VAB au pas de tir n° 39 A. C'est cet important événement qu'illustre la photo plus bas (Photo NASA). La photo ci-contre a été prise de dessous d'une tour ombilicale « LUT » semblable à celles visibles sur la couverture de ce numéro. La plateforme de lancement était alors recouverte d'un grillage facilitant les déplacements des techniciens et qui est retiré pour les tirs.

